

**ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS DE
MINAS Y ENERGÍA**

PROYECTO FIN DE CARRERA

DEPARTAMENTO DE ENERGÍA Y COMBUSTIBLES

**DETECCIÓN DE FATIGA EN MATERIAL COMPUESTO POR TÉCNICA
NO DESTRUCTIVA**

ÁLVARO ARCONADA SOUSA

FEBRERO 2015

TITULACIÓN: INGENIERO DE MINAS

PLAN: 1996

Autorizo la presentación del proyecto

**DETECCIÓN DE FATIGA EN MATERIAL COMPUESTO POR TÉCNICA
NO DESTRUCTIVA**

Realizado por

Álvaro Arconada Sousa

Dirigido por

Félix Salazar Bloise

y

Pablo Zuluaga Ramírez (INTA)

Firmado por: Prof. Félix Salazar Bloise
Fecha: 16 Febrero 2015

Agradecimientos

A mi familia por regalarme esta educación y encaminarme en el mundo de la ingeniería.

A Félix por darme a conocer el mundo de la investigación y ser un modelo a seguir como profesional, investigador, persona y amigo.

A Pablo por todo lo que he aprendido durante el proceso de este proyecto, por darme responsabilidad, por tantos consejos que me ha dado para la vida profesional y por hacerme echar de menos el INTA.

Al equipo del INTA y en especial a Tomás por permitirme formar parte del equipo y enseñarme cómo es la vida de un investigador en España.

A Almudena, por animarme en los momentos de flaqueza cuando el proyecto no avanzaba, por valorarme tanto y creer en mí.

ÍNDICE

ÍNDICE DE FIGURAS	II
-------------------------	----

ÍNDICE DE TABLAS	III
------------------------	-----

DOCUMENTO 1: MEMORIA

RESUMEN.....	V
--------------	---

ABSTRACT	V
----------------	---

1 OBJETIVOS Y ALCANCE.....	2
----------------------------	---

2 ANTECEDENTES:.....	3
----------------------	---

2.1 Fibra de carbono en la aeronáutica[1]	3
---	---

2.2 Fatiga en materiales compuestos[1]	4
--	---

2.3 Medición de daño acumulado por fatiga	7
---	---

2.3.1 Modelos clásicos de predicción de daño acumulado[4]	7
---	---

2.3.2 Degradación de la rigidez y degradación de la resistencia a rotura debido a cargas de fatiga [4]	10
--	----

2.3.3 Métodos no destructivos de detección de daño por fatiga	11
---	----

2.3.4 Métodos Ópticos de detección de daño por fatiga	12
---	----

2.4 Rugosidad[13]	12
-------------------------	----

2.5 Microscopía Confocal[14].....	15
-----------------------------------	----

3 METODOLOGÍA EXPERIMENTAL.....	17
---------------------------------	----

3.1 Material Utilizado	17
------------------------------	----

3.1.1 Máquinas	17
----------------------	----

3.1.2 Probetas.....	19
---------------------	----

3.2 METODOS DE ENSAYO Y ANÁLISIS DE DATOS:	21
--	----

3.2.1 Mediciones iniciales	21
----------------------------------	----

3.2.2 Espectros de referencia	22
-------------------------------------	----

3.2.3 Particularización de espectros	26
--	----

3.2.4 Curva de Gassner, ensayos de rotura.....	28
--	----

3.2.5 Ensayos controlados	31
---------------------------------	----

3.2.6 Degradación de las probetas	32
---	----

4 RESULTADOS.....	35
-------------------	----

4.1 Curvas de Gassner.....	35
----------------------------	----

4.2 Evolución de rugosidad.....	37
---------------------------------	----

4.3 Evolución de rigidez.....	39
-------------------------------	----

4.4 Evolución de rigidez vs rugosidad.....	42
--	----

5 CONCLUSIONES	44
----------------------	----

6 PUBLICACIONES DEL AUTOR:	46
----------------------------------	----

7 Bibliografía	47
----------------------	----

DOCUMENTO 2: ESTUDIO ECONÓMICO

1 COSTES	52
----------------	----

1.1.1 Fabricación de probetas:	52
--------------------------------------	----

1.1.2 Ensayos de carga.....	52
-----------------------------	----

1.1.3 Medición de rugosidad y análisis de datos:.....	53
---	----

1.1.4 Costes totales:	53
-----------------------------	----

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1: Materiales utilizados en avión comercial. Fuente: [2]	3
Figura 2: Coeficiente R. Fuente: [4]	5
Figura 3: Cálculo de R para espectros de amplitud variable. Fuente: Propia.....	5
Figura 4: Etapas de daño por fatiga. Fuente: [1]	6
Figura 5: Diagrama Rainflow Counting para el espectro FALSTAFF. Fuente: Propia ...	9
Figura 6: Desviación de la predicción clásica respecto a los resultados experimentales. Fuente:[21].....	9
Figura 7: Propiedades rugosidad. Fuente 13	14
Figura 8: Diagrama de rayos confocal. Fuente: www.thefullwiki.org	15
Figura 9: Sensofar Plu 2300. Fuente: Propia	17
Figura 10: Máquina de tracción MTS. Fuente: Propia	18
Figura 11: UAV DIANA. Fuente: INTA.....	19
Figura 12: Dimensiones y diseño de las probetas de ensayo. Fuente: [16]	20
Figura 13: Análisis por elementos finitos de la distribución de deformaciones unitarias en la probeta. Donde el mayor valor se normaliza a la unidad. Fuente: [16]	21
Figura 14: Posición de cada medida 1-4. Fuente: Propia	21
Figura 15: Selección de zonas de medida. Fuente: Propia	22
Figura 16: Proceso rutina MATLAB FALSTAFF. Fuente: Propia.....	24
Figura 17: Proceso rutina MATLAB miniTWIST. Fuente: Propia.....	26
Figura 18: Programa para caracterización de espectros e impresión. Fuente: Propia. ...	27
Figura 19: Archivo con espectro cargado para máquina. Fuente Propia.....	28
Figura 20: Espectros de rotura FALSTAFF en diferentes niveles. Fuente: Propia.....	29
Figura 21: Probeta ciclada a rotura. Fuente: Propia	29
Figura 22: Espectro miniTWIST rotura diferentes niveles. Fuente: Propia	30
Figura 23: Informe probeta ciclada a rotura. Fuente: Propia.....	31
Figura 24: Diferencia estado inicial y degradado de un mismo punto. Fuente: Propia..	32
Figura 25: Archivo de la máquina de tracción. Fuente: Laboratorio de resistencia de materiales.....	33
Figura 26: Degradación probeta P0502. Fuente: Propia.....	34
Figura 27: Curva de Gassner para espectro FALSTAFF. Fuente: Propia	35
Figura 28: Curva de Gassner para espectro MINI-TWIST. Fuente: Propia.....	36
Figura 29: Curva de Gassner para ambos espectros. Fuente: Propia.....	36
Figura 30: Rugosidad FALSTAFF. Fuente: Propia.....	37
Figura 31: Rugosidad MINI-TWIST. Fuente: Propia	38
Figura 32: Evolución de la rugosidad en el cuarto punto de medida de la probeta 02 (FALSTAFF 75%). Fuente: Propia	39
Figura 33: Degradación probetas rotura FALSTAFF. Fuente: Propia.	40
Figura 34: Degradación probetas rotura MINI-TWIST. Fuente: Propia.	40
Figura 35: Degradación de probetas ensayadas con espectro FALSTAFF. Fuente: Propia	41
Figura 36: Degradación de probetas ensayadas con MINI-TWIST. Fuente: Propia.....	42
Figura 37: Relación de Rigidez y Rugosidad. Fuente: Propia.....	42

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1: Fragmento de misión 1. Fuente: 23	24
Tabla 2: Proporción misiones Falstaff. Fuente: [23]	24
Tabla 3: Características miniTWIST. Fuente: [23]	26

RESUMEN

El objetivo de este proyecto es evaluar una técnica de inspección de no contacto para relacionar el daño acumulado por fatiga en compuestos de fibra de carbono con su rugosidad superficial.

El crecimiento en el uso y la producción de compuestos de fibra de carbono hace que el conocimiento de las diferentes propiedades como el daño en fatiga sean importantes para el futuro de la industria.

El estudio de la fatiga del material se ha realizado aplicando espectros de carga variable de la industria aeronáutica, de carga variable, a probetas de fibra de carbono. La inspección de la rugosidad se realizó con un microscopio confocal tras cada tramo aplicado del espectro de carga. Por último se evaluaron la caída de la rigidez por fatiga y la variación de la rugosidad relacionada por los ciclos.

Los resultados muestran que existe un aumento de ambas magnitudes a lo largo de los ciclos de carga. También se puede apreciar que hay una tendencia al relacionar la evolución de la rigidez y el aumento de la rugosidad.

Esto da a entender que existe relación entre la rugosidad y la degradación interna del material a medida que la fatiga se hace presente en el mismo. Con todo ello los resultados confirman que se podrá desarrollar un método de inspección no destructivo y barato para el proceso de reemplazo de piezas de fibra de carbono.

ABSTRACT

The aim of this project is to evaluate a non-contact technique for relating the accumulation of fatigue damage in carbon fiber composites with its surface roughness.

The growth in use and production of carbon fiber composites implicates that the knowledge of the different properties like the fatigue damage are important for the future of the industry

The fatigue damage has been studied by the application of spectrum loads from the aerospace industry, variable amplitude, to carbon fiber coupons. The inspection of surface roughness was made with a confocal microscope after applying each part of the spectrum. Finally the stiffness degradation and the surface roughness were evaluated in relation with the load cycles.

The results show the existence of a growth in both magnitudes during cycling. Also can be seen that there is a tendency in the relation between stiffness evolution and the variation of the roughness.

This leads to the existence of a relation between roughness and the material internal degradation while fatigue damage is present. This conclusions show that the results confirm there could be possible to develop a non destructive cheap inspection method for the carbon fiber part replacement process.

DETECCIÓN DE FATIGA EN MATERIAL COMPUESTO POR TÉCNICA NO DESTRUCTIVA

DOCUMENTO 1: MEMORIA

1 OBJETIVOS Y ALCANCE

El objetivo de este proyecto es estudiar la viabilidad del desarrollo de una técnica innovadora de no contacto para la detección del daño por fatiga en piezas de fibra de carbono. Esta técnica consiste en evaluar la rugosidad superficial mediante un microscopio confocal mientras se aplican carga de fatiga en diferentes niveles.

Primero se realizará un estudio de la actualidad y los métodos de detección de la degradación de los materiales compuestos. Tras seleccionar el método correspondiente de medición del daño por fatiga se escogerá el método de inspección para evaluar el cambio a medida que aumente el daño por fatiga en el material.

La evaluación se realizará mediante detección de cierta tendencia en la evolución de la rugosidad superficial en relación con la degradación debida a la fatiga.

El estudio de la degradación se realizará por un método que permite la inspección de la rugosidad durante el proceso de fatiga. Este método es el de evaluación del daño ciclo a ciclo por la evolución de la rigidez, en función de la fuerza aplicada y el desplazamiento producido.

Este método se utilizará mientras se le aplican cargas según espectros de la industria aeronáutica. Estos espectros son una representación de las cargas sufridas por los aviones en su vida útil. Con ello tendremos unos datos más representativos sobre el daño sufrido por los compuestos de fibra de carbono utilizados en la industria aeronáutica.

La evaluación se realizará a diferentes niveles de carga y parando cada cierto número de ciclos para medir la rugosidad superficial durante el proceso de fatiga para ver la evolución. Se dispondrá de un microscopio confocal y de 30 probetas de compuesto de fibra de carbono para ser sometidas a los ensayos.

Para saber cada cuantos ciclos se debe parar se realizarán ensayos a rotura por fatiga para ver la vida total en cada nivel de carga y así estructurar los tramos de parada.

Por último se evaluarán los resultados obtenidos en cuanto a la evolución de rigidez frente a ciclos de carga de fatiga, evolución de rugosidad en función de los ciclos de carga de fatiga y relación entre rugosidad y evolución de rigidez.

2 ANTECEDENTES:

2.1 FIBRA DE CARBONO EN LA AERONÁUTICA[1]

La fibra de carbono en la actualidad se utiliza para muchos ámbitos de la industria por su excelente relación entre peso y resistencia, superando con creces a la mayor parte de los metales. Por ello la industria aeroespacial consume el 30% de la fibra de carbono que se produce mundialmente. Desde helicópteros y aviones de combate hasta ultraligeros la fibra de carbono está presente. Gracias a este sofisticado material compuesto se ha conseguido mejorar las prestaciones de todos ellos y ha simplificado su mantenimiento.

Concretamente los aviones comerciales han ido aumentando la proporción de material compuesto en su fabricación, como se puede ver en la Figura 1.

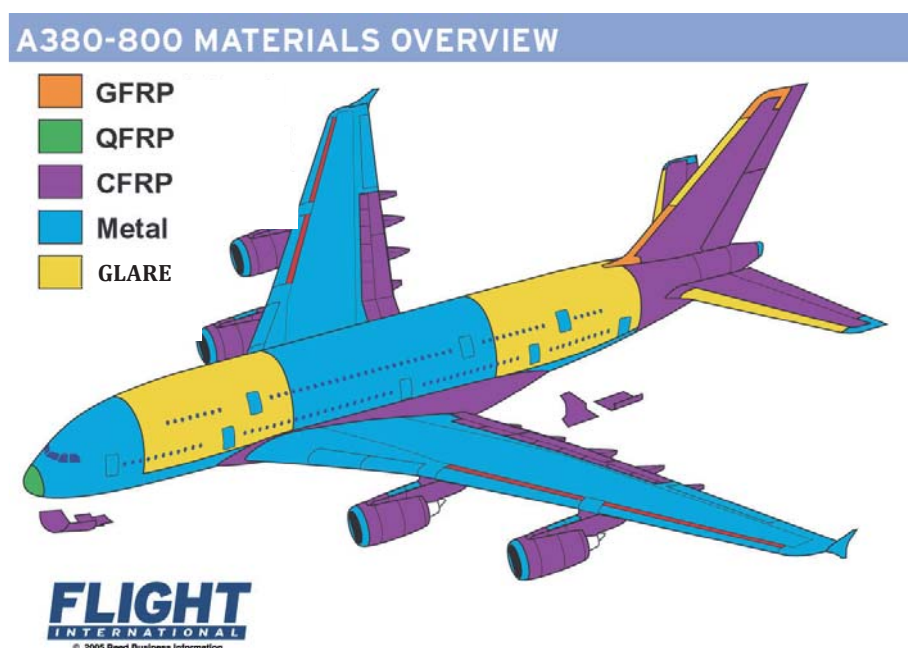


Figura 1: Materiales utilizados en avión comercial. Fuente: [2]

La razón principal de incluir este tipo de material en esta industria es su bajo peso. Esto permite un ahorro en cuanto al gasto de combustible que rentabiliza la inversión que requiere el uso de materiales compuestos frente a aleaciones metálicas.

Muchos sectores de la industria han ido incorporando la fibra de carbono a sus productos que anteriormente se fabricaban con metales o fibra de vidrio[3]:

- Energías alternativas: celdas de combustible, turbinas de viento, transporte de gas natural comprimido.
- Automóviles: Actualmente en coches superdeportivos e incorporándose en piezas de coches de serie.
- Construcción: Protección contra terremotos, armado para vigas de hormigón prefraguado de baja densidad.

- Exploración de hidrocarburos: plataformas de perforación en altamar, líneas de transporte y producción, tuberías de perforación.

Con todo esto podemos afirmar que el estudio de las propiedades de estos materiales está más que justificada por sus numerosas ventajas, su gran campo de aplicación y su importancia en el futuro de la industria en general.

2.2 FATIGA EN MATERIALES COMPUESTOS[1]

Además de tener que aguantar altas cargas estáticas en servicio los materiales compuestos deben soportar cargas variables durante su vida útil y mantener una rigidez aceptable. A este fenómeno que produce una degradación de los materiales por cargas variables se le denomina fatiga.

En la industria aeronáutica es de suma importancia tener el fenómeno de la fatiga en cuenta. Las alas suelen sufrir unas cargas de amplitud muy variables, denominadas espectro de cargas, mientras que el fuselaje, debido a la presurización, tiene cargas cíclicas de amplitud más o menos constante.

En los materiales metálicos el fenómeno de fatiga consiste en el crecimiento del daño acumulado en forma de crecimiento de las grietas, donde finalmente una de las grietas se propaga ocasionando la rotura. Así como en los metales el mecanismo de daño es único, en los materiales compuestos existen diferentes mecanismos de fallo que interaccionan entre sí, como son las delaminaciones, las grietas en la matriz y el desprendimiento de fibras, entre otros. Esto hace que el comportamiento a fatiga de los compuestos sea más complejo y difícil de evaluar por métodos convencionales de inspección.

Los ensayos de fatiga se realizan a través de cargas cíclicas a piezas o probetas. Estas cargas se pueden aplicar en forma de espectros de carga (amplitud variable) o con cargas cíclicas de amplitud constante. Para cada tipo de ensayo tenemos unos resultados de vida del material, siendo para carga constante curvas $S-N$ y para carga variable curvas de Gassner.

Podemos caracterizar las cargas cíclicas de amplitud constante según algunos parámetros. Unos de ellos es la relación que existe entre la carga mínima y la máxima en un espectro de cargas, el ratio $R=F_{\min}/F_{\max}$. Esto nos dirá de qué tipo es el ensayo, por ejemplo: $R=-1$ será un ensayo de tensión-compresión, $R=0.1$ de tensión-tensión y $R=10$ de compresión-compresión (ver Figura 2).

Para los espectros de carga, aun siendo muy complejos de caracterizar, se pueden sacar parámetros que nos den una idea de cómo es el espectro. Uno de estos parámetros se obtiene de la misma manera que en las cargas de amplitud constante, la relación entre el valle mínimo y el pico máximo. (Ver figura 3)

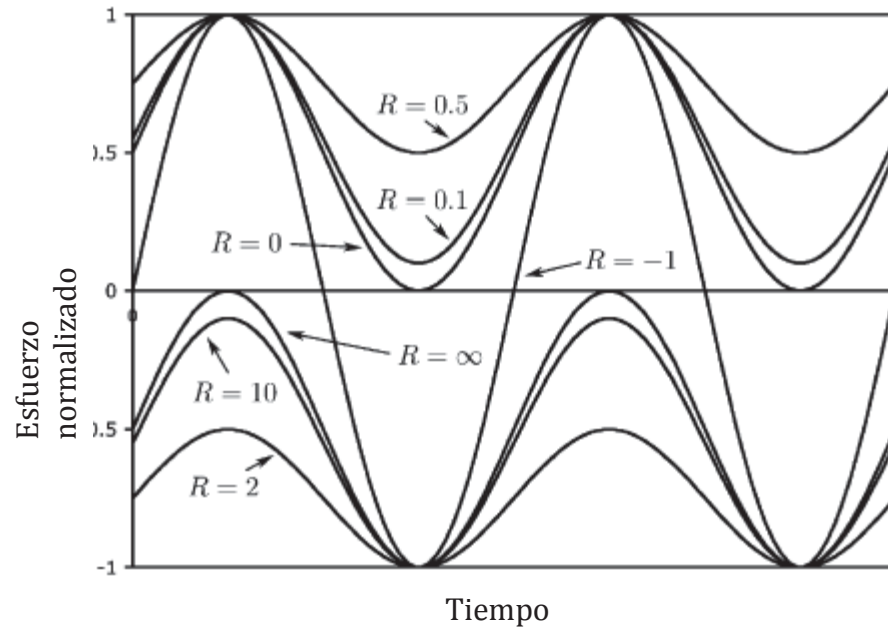


Figura 2: Coeficiente R. Fuente: [4]

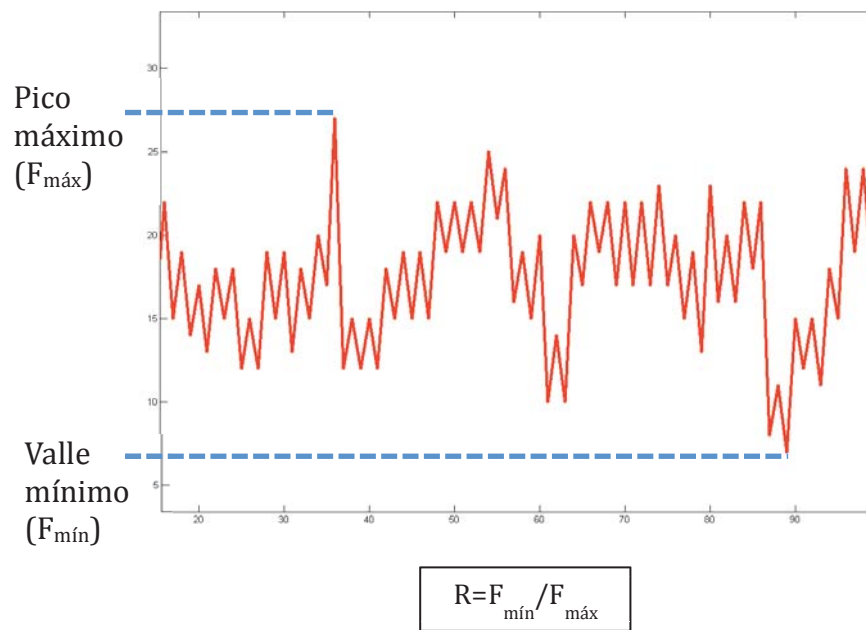


Figura 3: Cálculo de R para espectros de amplitud variable. Fuente: Propia

Según el tipo de ensayo serán la disposición y relación entre volumen de fibras y de matriz los que digan qué propiedades de fatiga predominarán. En caso de tratarse de un material con un gran volumen de fibras predominarán las propiedades de las fibras ante la fatiga. Pero si la resistencia de la matriz en relación a la fibra no es suficiente las tensiones se acumularán en la matriz y existirán micro roturas en esta.

En concreto para los compuestos de fibra de carbono utilizados el daño que sufren ante la fatiga se puede visualizar de ambas formas, daños en matriz y en fibra. Debido a los procesos de fabricación que generan imperfecciones en las fibras aparecerán roturas de fibras, así como fisuras y grietas en la matriz. Es por este proceso de fabricación, que hace que cada zona del material sea diferente, lo que provoca una dispersión en cuanto a los resultados de fatiga del material.

Si tenemos, como en el objeto de estudio, un material con láminas de fibras orientadas en diferentes direcciones el comportamiento difiere del anterior. Esto suele causar concentración de las tensiones en los planos que contienen fibras orientadas en dirección paralela a la tensión. Dando lugar a un proceso en tres fases hasta llegar a la rotura (Figura 4). Primero se producen las grietas en la matriz por los planos con fibras orientadas perpendicularmente a la dirección de carga, pues en estos las fibras no actúan. En la segunda se observa que no aumenta considerablemente el daño acumulado pero se producen emparejamientos entre grietas que llevan a la delaminación. Por último los planos que no están orientados paralelos a la dirección de carga dejan de soportar carga y esta se concentra en los que sí son paralelos a esta. Es por ello que el límite de rotura del material vendrá dado por el volumen de fibras orientadas paralelas a la dirección de carga.

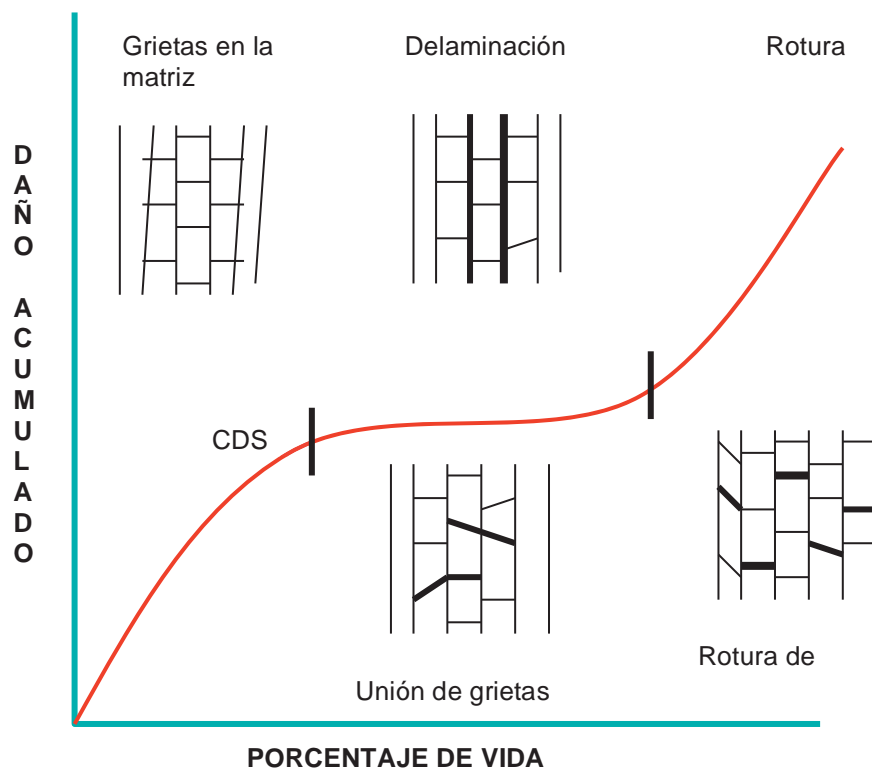


Figura 4: Etapas de daño por fatiga. Fuente: [1]

2.3 MEDICIÓN DE DAÑO ACUMULADO POR FATIGA

A la hora de realizar un estudio de fatiga de un material existen muchas teorías complejas que no llegan a predecir totalmente el comportamiento de los materiales compuestos. Se ha tratado de extrapolar modelos aplicados a materiales metálicos y los modelos que más se han acercado solo han sido capaces de explicar comportamientos aislados en unas condiciones muy concretas[4].

Actualmente hay tres corrientes a la hora de la medición del daño en fatiga [5]:

- Modelos de fatiga o predicción de la degradación.
- Cambios fenomenológicos en la estructura o superficie del material.
- Ensayos no destructivos de evaluación progresiva del daño.

2.3.1 Modelos clásicos de predicción de daño acumulado[4]

Los modelos basados en el cálculo del daño acumulado se centran en el parámetro D que es adimensional y que relaciona la “cantidad” de vida útil que el material ha utilizado respecto del total. Por tanto el material trabajará hasta que el parámetro D sea igual a la unidad.

El más importante de todos estos métodos es la Regla de Miner, esta fue la primera en formularse y la más utilizada por su sencillez y aproximación a la realidad. Se han hecho otras reglas también basadas en ella, que incluyen modificaciones para casos particulares.

Las curvas $S-N$ son útiles para saber el número de ciclos de cargas de amplitud constante que puede soportar un material antes de romper. Pero en los ensayos de fatiga y cuando el material está en servicio sufre cargas muy variables. Para esto se utiliza la regla de Miner, que nos permite saber la vida útil de un material cuando este se somete a cargas variables.

2.3.1.1 Regla de Palmgren-Miner[6]

La regla de Miner supone un espectro de cargas variables como un conjunto de cargas cíclicas agrupadas en bloques de misma amplitud. Para Miner el daño recibido por un material en un espectro de cargas variable es la suma del daño que produce cada bloque de carga de amplitud constante. El daño de cada bloque es considerado como el número de ciclos del bloque entre el número de ciclos que el material puede soportar a esa determinada carga. Este número de ciclos que puede soportar a una determinada carga vendrá dado por la curva $S-N$ del material.

Esta regla se puede expresar como:

$$D = \sum_{i=1}^n \frac{n_i}{N} \quad (1)$$

donde:

D: daño acumulado [adimensional]

N: número de ciclos a carga S que soporta la probeta hasta romper [ciclos]

n: número de ciclos aplicados a carga S [ciclos]

Cuando el valor de D llega a uno el material colapsa y rompe.

2.3.1.2 Rainflow-Counting[7]

Para poder utilizar la regla de Miner en un estudio de fatiga es necesario poder tener el número de cargas de cada nivel que se le han aplicado o se le van a aplicar al material. Esto en un espectro de cargas de amplitud variable es complicado de saber puesto que las cargas no vienen agrupadas como cargas cíclicas de amplitud constante.

Es por esto que se hace necesario “transformar” el espectro en uno equivalente que aplique la misma carga que el original, pero en forma de bloques de cargas de amplitud constante. Esta función la realiza el Rainflow-Counting:

Gracias al rainflow-counting podemos saber, a partir de un espectro de cargas variable, el número de cargas reversibles equivalentes de cada nivel según la discretización en niveles que queramos hacer. Este método permite generar una matriz a partir de la cual se pueden crear una serie de espectros cuyas cargas son equivalentes a las del espectro de origen del que se ha sacado la matriz del rainflow-counting. Es por esto que podremos tener nuevos espectros que, aparentemente, causarán el mismo daño en el material.

Una desventaja en este método es la pérdida del orden y la duración de los ciclos, en caso de tener diferente frecuencia. Esto repercute en el daño en fatiga puesto que no es lo mismo que un material sufra un bloque de cargas altas y después uno de cargas bajas que si lo hace en orden inverso. Esto se debe a que las cargas bajas podrían no afectar en fatiga al material “virgen” pero si se dan después de un bloque de cargas altas que produzcan una degradación en el material sí que podrían afectar y dañar al material.

La consecuencia de estos defectos relacionados con los espectros estudiados en este trabajo viene demostrada en el artículo [7]. Nos presenta en su trabajo que un espectro creado a partir de la matriz del rainflow-counting provoca daños en fatiga estadísticamente iguales al espectro original. Esto puede variar si se aplican estos espectros a piezas reales que sufran mecanismos de aceleración de fatiga por su vida en servicio o por sus características y funciones. Concretamente los espectros FALSTAFF y MINITWIST, que serán explicados en detalle en los siguientes capítulos, han mostrado que no se genera una gran variación al aplicar el rainflow-counting. Nos expone Perret que el espectro FALSTAFF es más tolerante al rainflow-counting que el MINITWIST, aunque en ambos se han dado buenos resultados al aplicar este método.

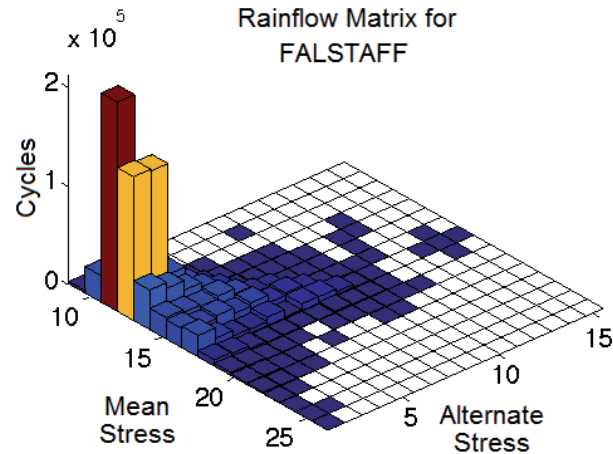


Figura 5: Diagrama Rainflow Counting para el espectro FALSTAFF. Fuente: Propia

En el marco de este trabajo se han realizado estudios de fiabilidad del modelo clásico de predicción de daño acumulado.

Mediante redes neuronales se han estudiado los modelos de predicción de la regla de Palmgren-Miner, dando resultados no conservativos. Este estudio muestra que existe una mayor desviación de la predicción clásica a medida que disminuye el porcentaje de carga. [21]

Como podemos ver en la figura 6 el resultado experimental (línea de puntos) en cargas altas (85%) se aproxima a la predicción. A medida que baja el nivel de carga vemos que para un 65% tenemos una predicción (rectas *NN*) dos órdenes de magnitud por encima del resultado experimental, dando como resultado que los métodos clásicos no son válidos para reproducir el comportamiento en fatiga de estos materiales.

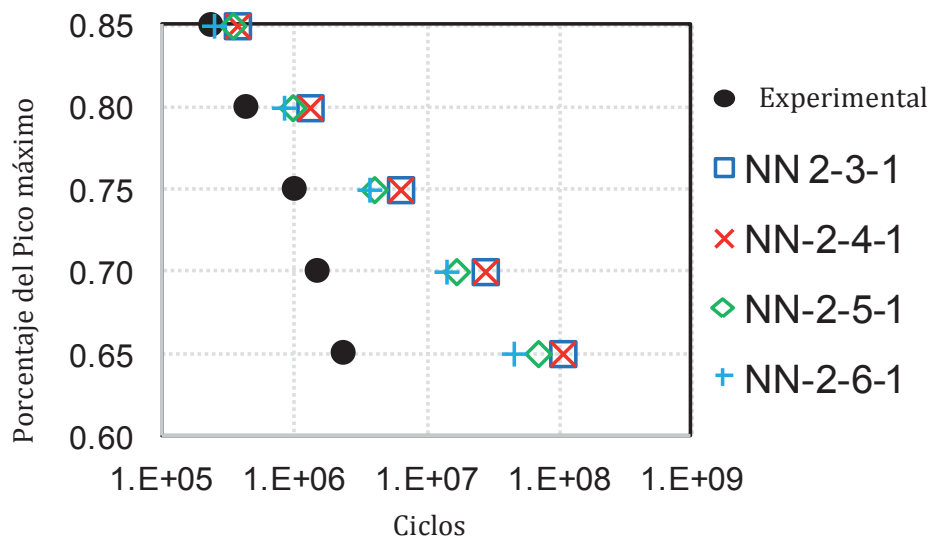


Figura 6: Desviación de la predicción clásica respecto a los resultados experimentales. Fuente:[21]

2.3.2 Degradación de la rigidez y degradación de la resistencia a rotura debido a cargas de fatiga [4]

Estos modelos tienen cierta ventaja sobre los modelos de daño acumulado porque se basan en la resistencia residual del material, es decir, la carga que es capaz de soportar para un momento determinado de su vida útil. Por tanto las predicciones de la vida del material dependen de la carga aplicada en cada momento y el daño.

Como el daño producido en el material se mide mediante magnitudes físicas, como es la rigidez, se pueden verificar los modelos experimentalmente en puntos intermedios del proceso de degradación por fatiga.

Todos estos modelos suponen que la resistencia residual decrece de forma monótona a través de los ciclos. En general todos tienen en común el cálculo de la resistencia residual para un determinado ciclo:

$$S_{r,i} = \left[S_u^{C_i} - (S_u^{C_i} - \sigma_{p,i}^{C_i}) \cdot \left(\frac{n_i + n_{eqv,i-1}}{N_i} \right)^{A_i} \right]^{1/C_i}$$

donde:

S_u : resistencia inicial del material [Pa]

σ : carga aplicada [Pa]

N : ciclos hasta la rotura a ese nivel de carga [ciclos]

n_i : ciclo en el que nos encontramos [ciclos]

C : parámetro para cada modelo [adimensional]

Por lo tanto al despejar n_{eqv} calculamos los ciclos que quedan para que el material rompa.

Lo que diferencia ambos tipos de estudios, rigidez y resistencia, es en la magnitud a través de la cual llegamos al daño que se ha producido en la probeta.

2.3.2.1 Degradación de la resistencia a la rotura[4]

El cálculo de la degradación de resistencia se basa en que si la resistencia residual del material es menor que la carga máxima aplicada el material rompe.

El método de ensayo consiste en someter a un determinado número de ciclos varias probetas. Estas probetas tienen una rigidez inicial medida. Tras estos ciclos se hace ensayo de carga a rotura. Una vez rotas se mide la diferencia entre la inicial y la final, siendo esta diferencia el daño acumulado a través de los ciclos.

2.3.2.2 Degradación de la rigidez[5]

Por otra parte el ensayo de rigidez residual es de tipo no destructivo. Ciclo a ciclo medimos la elasticidad de la probeta al aplicarle la fuerza del espectro. Poco a poco el material va perdiendo elasticidad a medida que tiene más daño por fatiga.

Los modelos de este tipo de ensayo suponen que a medida que se degrada el material la rigidez pasa por varios procesos de degradación y se degrada en la misma medida que la resistencia.

2.3.3 Métodos no destructivos de detección de daño por fatiga

2.3.3.1 *Ultrasonidos[8]*

La propagación de ondas acústicas en el material hace que sea posible detectar el tamaño de las grietas. Cuanto mayor es la grieta menor es la amplitud de la onda que devuelve el material porque esta se distorsiona y se dispersa al alcanzar la grieta.

2.3.3.2 *Emisiones acústicas[9]*

Esta técnica pretende detectar mediante varios sensores los sucesos de degradación en los materiales que sufren cargas cíclicas. Cada vez que el material sufre un desplazamiento interno por la carga aplicada emite ondas ultrasónicas. Así se puede detectar en tiempo real la aparición de grietas o roturas de fibra. Una vez registrado el momento y el tipo de rotura se relaciona con la carga que se estaba aplicando en ese momento.

Como los procesos de fatiga son largos se estudia durante todo el proceso la cantidad de emisión que va generando el material. A mayor nivel de emisión se supone un mayor nivel de daño acumulado en el material.

2.3.3.3 *Resistividad[10]*

El propio material se utiliza como sensor de la magnitud que se relaciona con la fatiga. En este caso la resistencia eléctrica del material aumenta con el daño acumulado puesto que en las grietas el material no conduce. A medida que se aplican cargas reversibles la resistencia eléctrica cambia de igual manera, de forma cíclica. Esto presenta una ventaja puesto que no es necesario usar sensores de medición, que son caros y se dañan con facilidad, además de sufrir fatiga y desprenderse del material a medir.

2.3.3.4 *Termografía[11]*

La termografía consiste en el uso de detección de cambios de temperatura gracias sensores de infrarrojos. La emisión de calor por parte del material se puede monitorizar con esta técnica con resoluciones que llegan a la milésima de grado. Esto hace posible que durante el ensayo de fatiga el material al verse sometido a trabajo se caliente y desprenda energía en forma de calor. En investigaciones realizadas se muestra como durante el ensayo las zonas que más sufren son aquellas que más se calientan y donde aparecen las grietas por la alta deformación plástica.

2.3.4 Métodos Ópticos de detección de daño por fatiga

En cuanto a métodos ópticos nos sirven para realizar estudios sobre la topografía superficial de los materiales y su cambio a lo largo de los ciclos de carga. Estos métodos son muy precisos y permiten llegar a resoluciones nanométricas. Algunas de estas técnicas son el microscopio confocal, perfilómetros y el speckle. Estos métodos incluyen la ventaja de que están muy desarrollados por su antigüedad y pueden encontrarse en versiones “portátiles” que permiten mediciones de campo, a diferencia de la incomodidad de otras técnicas condenadas a estar en equipos de laboratorio.

2.3.4.1 Tomografía[12]

Gracias a las técnicas de difracción de rayos X y la tomografía se puede obtener una imagen tridimensional de la pieza de estudio. La muestra se somete a rayos X y a partir de la difracción se puede calcular geoméricamente la posición del punto que ha producido la difracción. A partir de software de reconstrucción podemos replicar fielmente la estructura tridimensional de la superficie del material. Esto permite que podamos ver cambios estructurales en las muestras tras los ciclos de carga, como las fracturas. Con esto se hacen modelos de FEM y se van ajustando paso a paso a medida que se adquieren datos para poder modelizar la degradación. Con este tipo de técnica se han estudiado desplazamientos en la orientación de los granos de un material.

2.3.4.2 Correlación de imágenes[13]

La detección de imperfecciones y monitorización de la degradación se hace mediante la comparación de imágenes de la superficie de la probeta. Se establece una malla en la superficie del material y se estudian los desplazamientos de la misma a lo largo de los ciclos. Nos permite tener una idea sobre dónde se nuclean los defectos y cómo estos evolucionan.

2.3.4.3 Microscopía Confocal

Esta técnica está descrita en el apartado 1.5. Es la técnica mediante la cual se ha medido la rugosidad para el presente proyecto.

2.4 RUGOSIDAD[13]

La rugosidad es el resultado de irregularidades en la forma de la superficie de un objeto. Se debe desde desviaciones en la fabricación hasta, a nivel nanométrico, dislocaciones de átomos.

La superficie de los sólidos consiste en una serie de capas de orden nanométrico que son amorfas y definen la diferencia entre un material puro y uno con irregularidades debidas a la porosidad o reacción con otros materiales en esa capa.

El análisis de la rugosidad superficial se basa en la medición de una de las propiedades de la textura superficial de los materiales. La textura es la repetitividad o aleatoriedad en la forma de la topografía de dicha superficie. En la textura se pueden considerar: rugosidad (nano- y micro-rugosidad), ondulación (macro-rugosidad), dirección principal y defectos.

La rugosidad se puede medir, respecto a un plano de referencia, a lo largo de una dirección o en una superficie a lo largo de varias direcciones paralelas. Los parámetros más utilizados son los fijados por la ISO:

- *Ra*: media aritmética. Es la línea que pasa por la media de los valores absolutos de todas las alturas en una dirección, respecto a la línea de referencia. Nos describe el valor medio de alturas absolutas a lo largo de una superficie.

$$R_a = \frac{1}{L} \cdot \int_0^L |z - m| \cdot dx \quad (2)$$

siendo:

$$m = \frac{1}{L} \cdot \int_0^L z \cdot dx \quad (3)$$

donde:

L: longitud del perfil de la muestra [m].

z: cota del punto [m].

dx: incremento en la dirección longitudinal del perfil.

- *Rms* o *Rq*: es la raíz de la media aritmética del cuadrado de la desviación vertical a partir de la línea de referencia.

$$R_q^2 = \frac{1}{L} \int_0^L (z^2) \cdot dx \quad (4)$$

donde:

$$\sigma^2 = \frac{1}{L} \cdot \int_0^L (z - m)^2 \cdot dx = R_q^2 - m^2 \quad (5)$$

Otros menos usados son la curtosis, concentración de valores en torno a la media, y el sesgo, si la concentración de valores es simétrica o no respecto a la media..

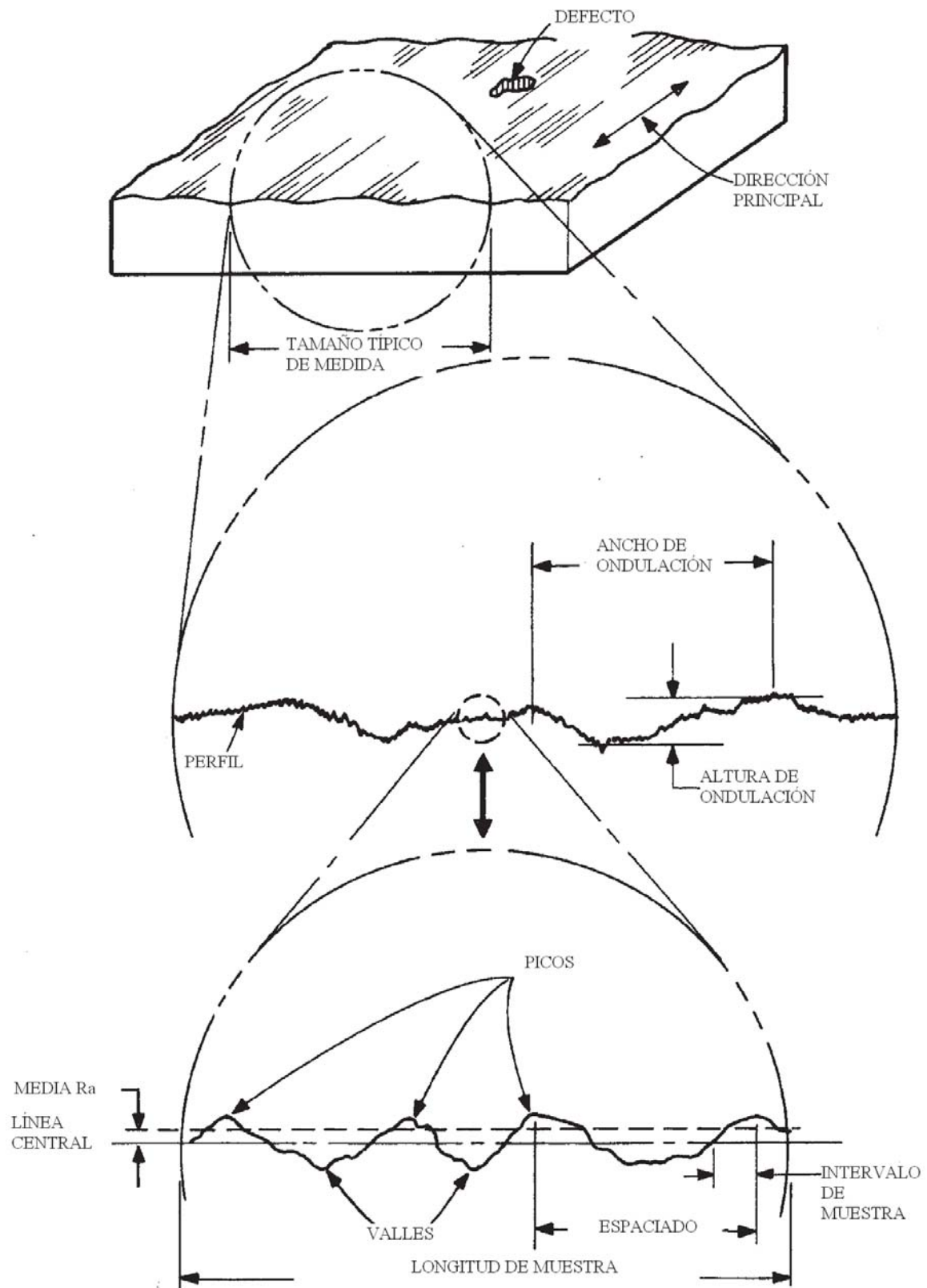


Figura 7: Propiedades rugosidad. Fuente 13

2.5 MICROSCOPIA CONFOCAL[14]

El microscopio confocal surge como alternativa al microscopio de fluorescencia convencional. Este último saturaba la muestra con luz y registraba la excitación producida en toda la superficie. El confocal se basa en una iluminación puntual gracias al uso de un pinhole. Esto permite eliminar toda la luz emitida por la muestra fuera del plano focal.

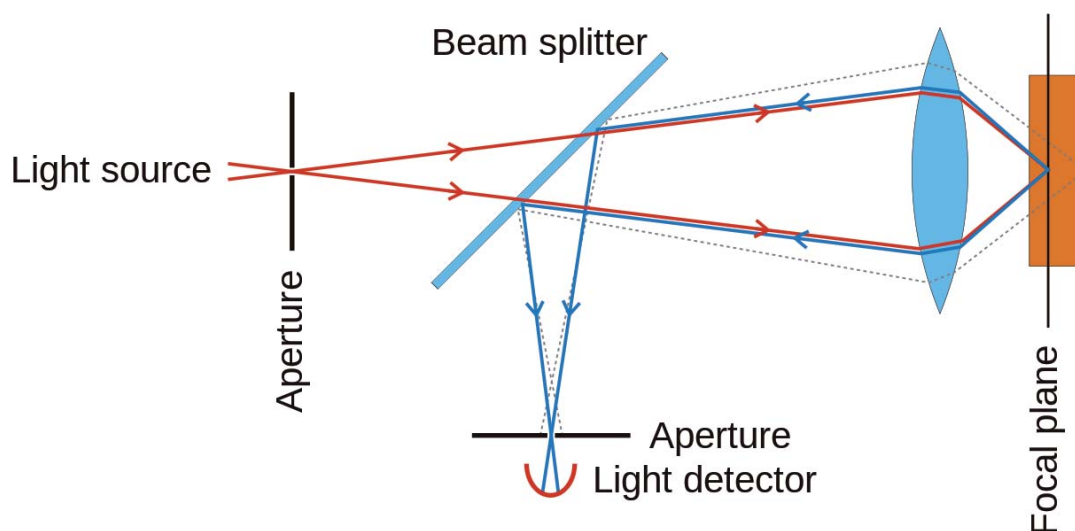


Figura 8: Diagrama de rayos confocal. Fuente: www.thefullwiki.org

Un pinhole es una apertura pequeña que permite conseguir un haz de luz de menor intensidad pero limpio de imperfecciones generadas por aberraciones en las lentes o por desenfoques.

Con esto conseguimos puntualmente una imagen enfocada, que gracias a un registro de toda el área de la muestra nos da una imagen mucho más nítida y precisa que la registrada por un microscopio de fluorescencia.

El uso de esta tecnología para la medida de rugosidad consiste en ir variando en el eje z el plano focal, que sería el plano xy de la muestra, para ir registrando los puntos enfocados de cada zona en cada altura. Esto nos da la información de la altura a la que está cada punto, pues es en estos puntos enfocados en los que se registra un máximo de intensidad. Al ir guardando las coordenadas espaciales de cada punto con la ayuda de un ordenador podemos reconstruir la topografía de la muestra tridimensionalmente.

Existen varios tipos de microscopio confocal, pero el utilizado en este caso ha sido el más extendido, el microscopio confocal láser de barrido.

En este tipo de microscopio el láser pasa por una apertura muy pequeña y se focaliza con una lente en una zona de la superficie de la muestra. Toda la luz, reflejada y dispersa, son recogidas por el objetivo. Un splitter separa y dirige los rayos hacia el detector. Con un pinhole, o pequeña apertura del detector, se filtra la información y se registra en el detector que detecta la intensidad y graba los datos en el ordenador.

La apertura del detector obstruye la luz que proviene de puntos externos al plano focal. Esto es lo que filtra la señal, nos da imágenes más nítidas y nos permite realizar un barrido en altura por los distintos planos focales.

La luz detectada por la iluminación de una fracción de muestra por el láser equivale a un píxel en la imagen final. Es por esto que es necesario hacer un barrido a lo largo de toda el área de la muestra para obtener la topografía completa.

Esta tecnología tiene muchas aplicaciones, especialmente en microbiología, gracias que puede detectar topografías sin tocar la muestra ni alterarla. Se trata de una técnica de inspección no invasiva.

3 METODOLOGÍA EXPERIMENTAL

3.1 MATERIAL UTILIZADO

3.1.1 Máquinas

Confocal [15]

El microscopio que se ha utilizado para las medidas de rugosidad de este proyecto es el SENSOFAR Plu 2300.

[Figura 9] Este microscopio en particular incluye la característica de reemplazar el pinhole por una serie de ranuras paralelas y el fotodetector por un sensor CCD. Esta tecnología permite medir la luminosidad en todos los puntos de una línea, en vez de en un solo punto



Figura 9: Sensofar Plu 2300. Fuente: Propia

3.1.1.1 Máquina de tracción uniaxial

Los ensayos se realizaron en dos máquinas universales de ensayos MTS 810 (modelo 318.10) de 100 kN de capacidad máxima, dotadas de controladoras MTS FlexTest. [Figura 10]

Se trata de máquinas servohidráulicas dotadas de control por bucle cerrado. Se encuentran calibradas según norma UNE-EN ISO 7500-1 y están clasificadas como clase 0,5. Para los niveles de carga utilizados en estos ensayos el error de medida en fuerza no supera el 0,2% y la incertidumbre ($k=2$) el 0,1%.

La sujeción de las probetas a la máquina de ensayo se realizó mediante mordazas hidráulicas de 100 kN de tipo cuña (modelo MTS 647.10).

Los ensayos de fatiga se realizaron en el modo de control por fuerza, realizado según un fichero de perfil. En estos ficheros el movimiento del actuador de la máquina se determina por una sucesión de segmentos. Cada segmento viene definido por los niveles iniciales y finales de fuerza del segmento, la forma del segmento (sería la cuarta parte de una onda seno) y la velocidad (10 Hz).

Los ensayos de tracción se realizaron en el modo de control por desplazamiento, utilizando una velocidad de desplazamiento del actuador de 2 mm/min.



Figura 10: Máquina de tracción MTS. Fuente: Propia

3.1.2 Probetas

3.1.2.1 *Fabricación de las probetas para ensayo [16]*

El material seleccionado para el estudio es un CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymer) del tipo MTM-45-1/IM7 de la empresa Advanced Composite Group. Este es un material relativamente nuevo que se usa en la actualidad en la industria aeronáutica. Concretamente el INTA lo utiliza en la fabricación de aeronaves no tripuladas. Un ejemplo es el proyecto DIANA (Figura 11) que consiste en una aeronave para entrenamientos de derribo de objetivos por aviones de combate.



Figura 11: UAV DIANA. Fuente: INTA

El material se adquiere en rollos y es manipulado en las instalaciones del INTA. La fibra IM7 es continua y unidireccional, la resina MTM-45-1 es una resina epoxy modificada y termoestable.

La producción de las probetas de este material se realiza mediante la superposición de una serie de paneles de fibra de carbono. Cada panel tiene de 2mm de espesor y se forma apilando láminas de fibras según la secuencia (45, 90,-45,0), que representa la orientación de las fibras. Gracias a esta secuencia de apilamiento se consiguen condiciones cuasi-isótropas

Estos paneles pasan un proceso de curado cuyas condiciones son 6 bares y 130° en un autoclave. La calidad de los paneles se verifica mediante escáner de ultrasonidos. Todo el proceso puede verse detalladamente en [18].

La fabricación de los paneles es artesanal puesto que son de pequeño tamaño y hay poca producción:

- 1.-En primer lugar se determinan las láminas que no tienen defectos según las indicaciones del fabricante.
- 2.-Compactación de las láminas en vacío
- 3.-Apilamiento de las láminas según la secuencia requerida.
- 4.-Colocación de los paneles en bolsas de vacío para preparar el curado.
- 5.- Curado a baja temperatura durante tiempo prolongado que no genere tensiones internas.
- 6.-Post-curado de baja duración y alta temperatura para asegurar la reacción completa de la resina.
- 7.- Cortar los paneles con la forma de las probetas.

Para caracterizar las propiedades de este material se realizaron dos paneles, de 2 y 4mm de espesor respectivamente. El de 2mm fue ensayado a tracción, dando un esfuerzo máximo de tensión $S_{ut}=938\text{MPa}$, y el de 4mm ensayado a compresión $S_{uc}=593\text{MPa}$.

El diseño de las probetas para el ensayo de fatiga viene representado en la Figura 12. Para mejorar el agarre con las mordazas y que no dañe el material se recubrieron los extremos con fibra de vidrio.

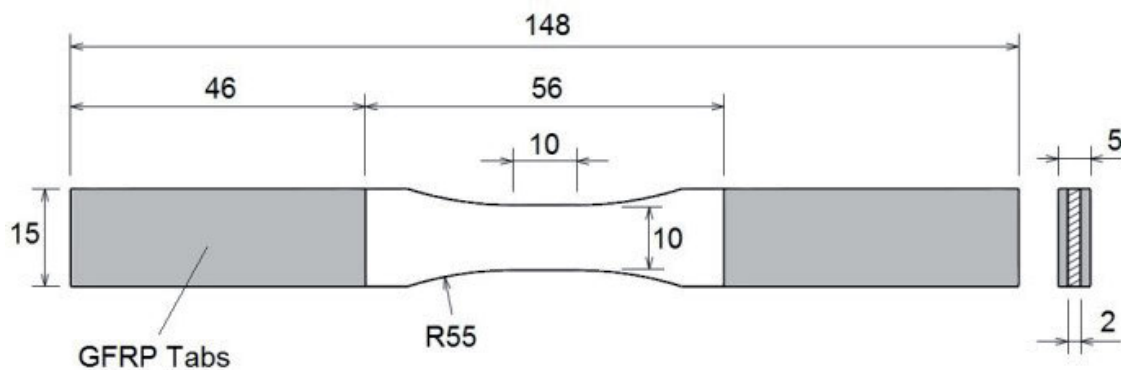


Figura 12: Dimensiones y diseño de las probetas de ensayo. Fuente: [16]

La geometría con forma de hueso de perro permite que los esfuerzos más altos se distribuyan uniformemente en el centro de la probeta. Esto fue verificado con un análisis de elementos finitos realizado por Zuluaga. (Figura 13)

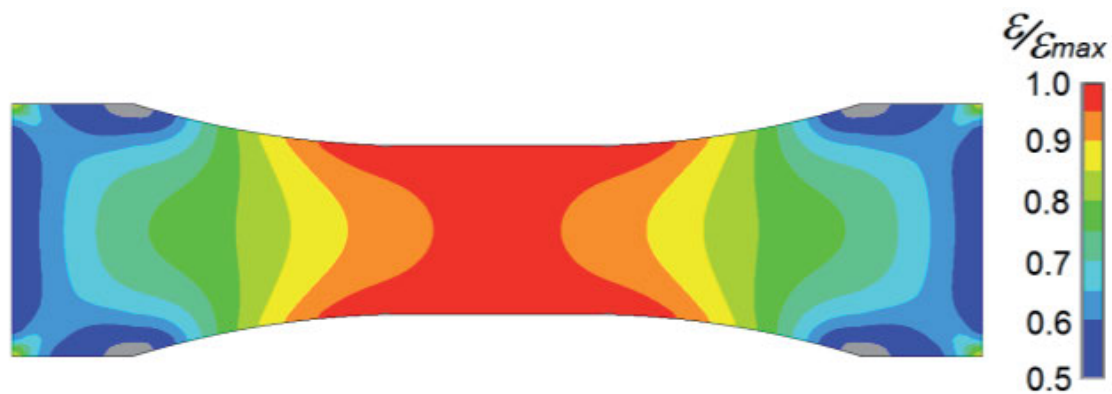


Figura 13: Análisis por elementos finitos de la distribución de deformaciones unitarias en la probeta. Donde el mayor valor se normaliza a la unidad. Fuente: [16]

3.2 METODOS DE ENSAYO Y ANÁLISIS DE DATOS:

3.2.1 Mediciones iniciales

En primer lugar caracterizamos cada una de las probetas para ver los puntos en los que se harán las medidas de rugosidad. Para cada probeta se seleccionan 4 puntos de medida, dos por cada cara. Estos puntos se seleccionan en la zona de concentración de cargas (Figura 13), dónde sufre tensiones más altas por el estrechamiento de la probeta. Se puede ver en la Figura 14.

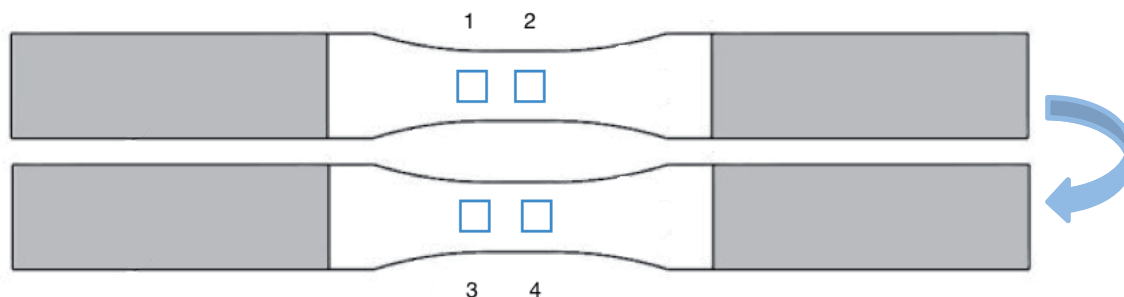


Figura 14: Posición de cada medida 1-4. Fuente: Propia

Para medir el estado inicial de las probetas (Daño=0) utilizamos el microscopio confocal. Con esto conocemos el estado inicial de rugosidad del material, tras su fabricación.

Para la medición de la rugosidad se seleccionaron las zonas de medida en todas las probetas y se marcaron con rotulador. Como las probetas pueden tener imperfecciones que limiten la medida de la rugosidad (fisuras, valles marcados por burbujas, etc.) estas se llevaron al microscopio para estudiar la zona de medida y seleccionar un punto preciso en el que realizar las mediciones. También fue necesario limpiar la superficie de las probetas con un papel especial para lentes que no ralla la zona de medida ni influye en su rugosidad. Esto nos permitió quitar los restos de polvo, grasa u otras sustancias que se pudieran haber quedado en la probeta durante su manipulación en el ciclado.

Con un objetivo Nikon-10X se observaron las zonas de medida marcadas en busca de un área libre de imperfecciones que puedan afectar a la medida de rugosidad.(Figura 15)

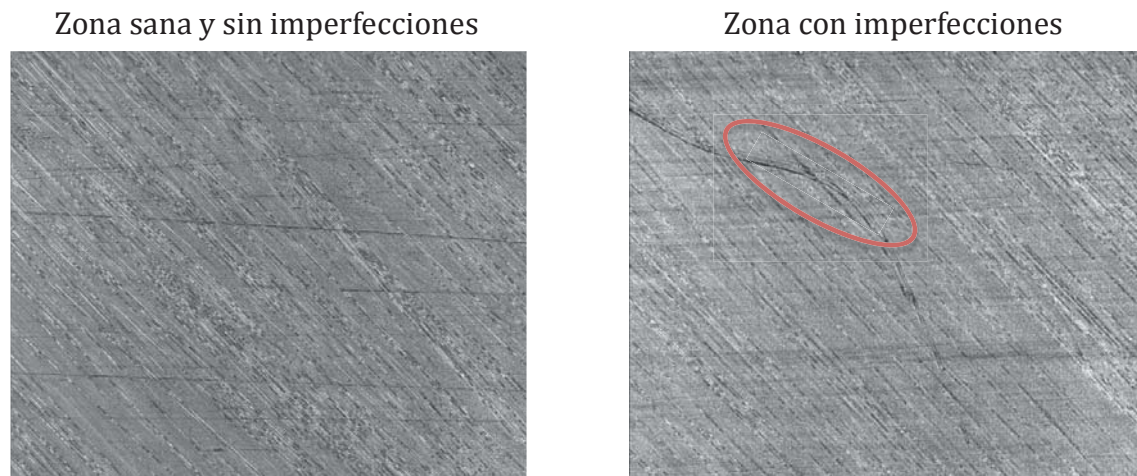


Figura 15: Selección de zonas de medida. Fuente: Propia

Tras seleccionar el área sana se guardaron fotos de las mismas para poder realizar medidas en el mismo punto tras el ciclado controlado. Una vez fotografiado el punto de la primera medida se seleccionaba el segundo punto de la misma cara aproximadamente a unos 4 o 5 milímetros a la derecha del primer punto, anotando exactamente las coordenadas para poder encontrarlo fácilmente tras el ciclado.

Una vez hecho esto se cambiaba el objetivo por uno Nikon-50X. Por último se ajustó el software para que se midiera una topografía extendida de la zona seleccionada. El área medida es un poco más grande de la que se puede ver el microscopio con el objetivo de 10 aumentos, pero aproximadamente igual ($1,55 \times 1,49 \text{ mm}^2$). Una vez realizada la medida se anotaron los datos de rugosidad (R_q , R_a) para cada punto y se guardó una imagen de la topografía.

3.2.2 Espectros de referencia

Para poder aplicar una carga en forma de ciclos de tracción y comprobar la fatiga del material hay que tener un espectro de referencia. En estudios anteriores se utilizaron cargas cíclicas de amplitud constante. En este estudio se realizaron ensayos con nuevos espectros de amplitud variable generados para el ensayo.

Los espectros de referencia que se utilizaron, son espectros de carga usados en la industria aeronáutica que simulan las cargas sufridas por los aviones en servicio. Estas cargas pretenden representar las que puede sufrir un avión a lo largo de su vida útil en todo tipo de misiones. Estas misiones son aleatorias y en cualquier condición meteorológica.

Los datos los recogen sensores colocados en los aviones durante las misiones de prueba. Gracias a esto podemos conseguir un conjunto de cargas que sufren los aviones. Nosotros usamos estos datos para crear un espectro con el mismo número de cargas de

cada nivel que el conjunto de misiones establecido. Nuestro espectro se genera de forma aleatoria con MATLAB.

A continuación se verán los dos espectros de referencia utilizados.

3.2.2.1 FALSTAFF (*Fighter Aircraft Loading Standard For Fatigue*)

[23] Este espectro representa una secuencia de cargas sufridas por un avión de combate en la superficie inferior del ala cercana a la unión entre el ala y el fuselaje. Esta es la elegida porque es el punto en el que hay mayor concentración de carga. El estudio fue realizado por ESDU (Engineering Sciences Data Unit) que es una organización del Reino Unido dedicada a generar herramientas para el estudio en diferentes campos de la aeronáutica. Los datos obtenidos son los que sufre esa parte del avión en las maniobras típicas. Estas incluyen: vuelo a diferentes alturas, situación de combate, entrenamiento de armamento, disparos aire-aire, vuelos en formación, intercepción de objetivos, vuelos de reconocimiento, maniobra de armamento especial y chequeos de funcionamiento.

Se registraron los historiales de carga de cinco aviones a lo largo de diferentes misiones. Después de esto obtuvieron un espectro que contiene 200 vuelos, que representan una media del uso anual de uno de estos aviones. Una vez recogidos esos datos de los 200 vuelos se diferenciaron en tres tipos de misiones: Vuelos con maniobras repetitivas y severas, vuelos de maniobras severas no repetitivas como el combate y un conjunto del resto de vuelos.

En la ESDU nos dan una tabla en la que aparece el número de vuelos de cada tipo relacionados con la duración de cada vuelo, que está dividida en tres niveles de duración.

Cada tipo de misión está discretizada en 32 niveles de carga los picos y valles que generan un espectro de carga representativo del que sufren los aviones en ese tipo de vuelo. En una matriz recogen estos datos publicados para uso de los laboratorios.

Generación del espectro para el ensayo:

Con la matriz de cargas se genera cada tipo de misión en forma de picos y valles que la máquina de tracción lee y aplica a las probetas.

Para el espectro tipo FALSTAFF se realizaron unas rutinas en Matlab que mezclaban aleatoriamente las misiones según el patrón de repetición aportado por la ESDU para cada tipo de misión. Con ello se consiguió una representación de los 200 vuelos en forma de espectro de cargas de 32 niveles que más tarde será particularizado para cada una de las probetas.

Programa:

Cada misión viene especificada en forma de matriz cuadrada de orden 32, que representa los cambios de carga desde un pico a un valle y viceversa. Por ejemplo el

elemento (18,15) muestra el número de veces que un pico de nivel 18 cae hasta un valle de nivel 15.

Tabla 1: Fragmento de misión 1. Fuente: 23

	9	10	11	12	13	14
14	112	967	1230	0	0	0
15	88	237	395	186	0	0
16	31	89	174	92	53	0
17	14	77	114	43	32	53
18	4	71	68	42	21	27
19	3	42	53	45	16	11

A partir de las condiciones de cada misión se generó el espectro de cargas para cada una en forma de sucesión de picos y valles (**F1**).

Para conseguir el espectro entero se deben combinar las misiones según la proporción real que se les aplica a los aviones de combate. Cada misión se repite un determinado número de veces a lo largo de la vida de un avión. A su vez cada tipo de misión puede tener una longitud determinada. La combinación de longitud y tipo de misión para la vida útil de un avión de combate se representa en la Tabla 2:

Tabla 2: Proporción misiones Falstaff. Fuente: [23]

Misión\Longitud	Número de vuelos por longitud			
	1	2	3	Total
1	21	20	6	47
2	44	13	7	64
3	47	23	19	89
Total	112	56	32	200

Siguiendo esta especificación se elaboró una rutina de MATLAB que nos ordenara de forma aleatoria todas las misiones según la proporción (**F2**). Por último al combinar todas según el orden establecido se generó el espectro completo FALSTAFF. Se puede ver el proceso en la Figura 16.

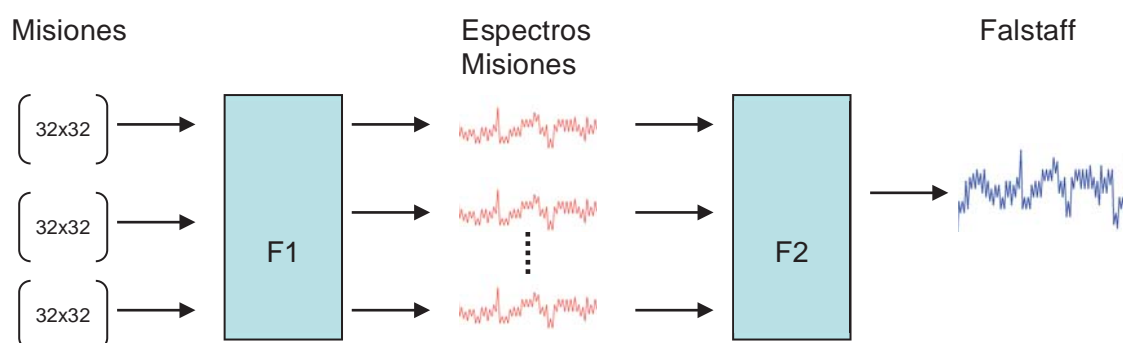


Figura 16: Proceso rutina MATLAB FALSTAFF. Fuente: Propia

3.2.2.2 *TWIST (Transport Wing Standard)*

[23] Este espectro generado por la ESDU representa las cargas sufridas por un avión comercial, Boeing 737, en la base del ala inferior. Este es el punto crítico de fatiga, el que más se degrada.

Este espectro de 40000 vuelos es la repetición de 10 bloques iguales de 4000 vuelos cada uno que representa las condiciones sufridas por los aviones comerciales a lo largo de su vida útil.

La ESDU ha publicado una relación de vuelos en la que divide los vuelos en función de la severidad. Así agrupa en 10 tipos de vuelos de mayor a menor severidad. Los niveles de carga también están divididos en 10, con esto consiguen que cada tipo de vuelo contenga un solo ciclo máximo para ese nivel que coincida con ese nivel de carga. Así pues el tipo de vuelo 4 tendrá como carga máxima una única carga de nivel cuatro y las demás por debajo.

Con la tabla propuesta por la ESDU conseguimos el número de cargas y vuelos por cada tipo.

La ESDU ha publicado también un espectro llamado MINI-TWIST, realizado para ensayos en los que no se dispone de mucho tiempo o hay que realizar muchos de ellos. Es una versión corta del espectro TWIST que omite las cargas menos dañinas en fatiga, y que es una opción bastante representativa del espectro TWIST.

En el presente estudio se ha utilizado el MINI-TWIST por el gran número de ensayos que se han tenido que hacer y por el largo tiempo que conlleva la toma de medidas.

Generación del espectro para ensayo:

A partir de la tabla de relación de vuelos se realizó una rutina en Matlab que generara un espectro MINI-TWIST combinando de forma aleatoria las cargas dentro de cada tipo de vuelo y a su vez los tipos de vuelos entre sí con la relación descrita en la tabla. Después el espectro fue particularizado para cada probeta.

Programa:

Las características del espectro MINI-TWIST se describen en la Tabla 3.

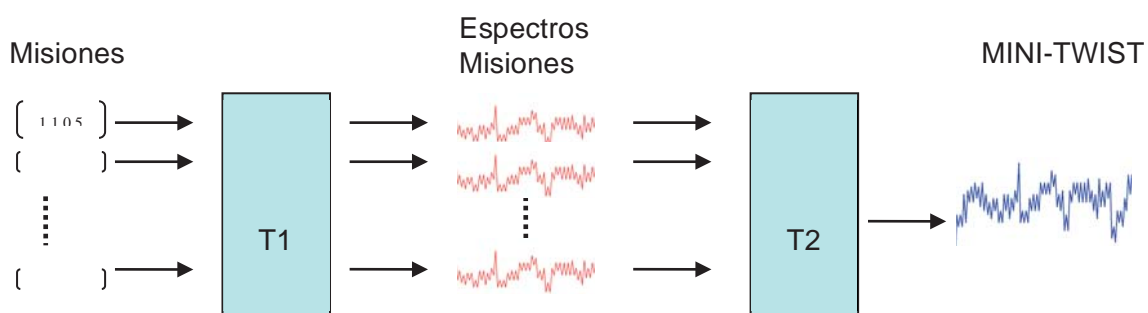
Con toda esta información se escribió un código de MATLAB que pudiera generar este espectro en forma de una serie de ciclos consecutivos que cumplieran los requerimientos de esta norma.

Tabla 3: Características MINI-TWIST. Fuente: [23]

Tipo de Misión	Misiones por espectro	Niveles de carga										Ciclos por misión
		I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII	IX	X	
		Ciclos por nivel										
A	1	1	1	1	4	8	18	64	112	391	0	600
B	1		1	1	2	5	11	39	76	385	0	520
C	3			1	1	2	7	22	61	268	0	380
D	9				1	1	2	14	44	208	0	270
E	24					1	1	6	24	168	0	200
F	60						1	3	19	107	0	130
G	181							1	7	72	0	80
H	420								1	16	23	40
I	1090									1	4	5
J	2211										2	2
Ciclos por nivel		1	2	5	18	52	152	800	4170	34800	18442	

En primer lugar se particulariza cada misión (**T1**). Esto se hizo utilizando la cantidad de cargas de cada nivel para cada misión y se tomó aleatoriamente una a una cada carga siguiendo la proporción especificada. Primero se generaban los picos y después los valles, puesto que en la tabla se nos muestra la proporción de ciclos pero un pico de un nivel no tiene porqué estar sucedido de un valle del mismo nivel.

Después se ordenaron las misiones aleatoriamente según la cantidad de misiones que debe contener un MINI-TWIST (**T2**). Por último se combinaron según el orden establecido para conseguir el espectro completo. El proceso se ilustra en la Figura 17.

**Figura 17: Proceso rutina MATLAB MINI-TWIST. Fuente: Propia**

3.2.3 Particularización de espectros

Según las dimensiones de cada probeta, de la carga deseada que se quería aplicar y del tipo de espectro se ha particularizado el espectro para cada una de las probetas.

Figura 18. En primer lugar se decide qué espectro vamos a utilizar. Después se decide el porcentaje del *Sut* (esfuerzo de rotura a tracción para este material) que se quiere aplicar. Para saber ese porcentaje lo que representa en fuerza debemos particularizar para el área de esa probeta en particular. En función de eso se coge el pico más alto y el valle más bajo y se escalan para que estén con una relación de 0.1 (factor $R=0,1$). Si queremos una probeta al 75% del *Sut* el algoritmo coge el pico más alto y lo iguala a la fuerza equivalente a ese valor en función del área, y el pico más bajo lo iguala al 7,5%. El resto del espectro se configura proporcionalmente a estos dos.

Figura 18: Programa para caracterización de espectros e impresión. Fuente: Propia.

En cada campo introducimos información de la siguiente manera:

- I: Nombre del archivo y probeta.
- II: Área de la probeta.
- III: Porcentaje de *Sut*.
- IV: Espectros disponibles.
- V: Segmento inicial.
- VI: Segmento final.
- VII: Imprimir el espectro entero para rotura y número de partes en que dividir el archivo.
- VIII: Ejecutar la función con todos los parámetros fijados.
- IX: Incluir otro espectro que se desee probar.

3.2.4.1 Falstaff

Para el espectro tipo FALSTAFF los ensayos se han realizado al 65%,70%,75%,80% y 85% del límite de rotura. Estos ensayos nos sirvieron para identificar los ciclos aproximados a los que rompería una probeta de las que se ensayaron posteriormente paso a paso.

En la Figura 20 podemos apreciar que se aplica el mismo espectro pero con diferente altura en los picos y valles al estar aplicando un porcentaje del *Sut* diferente.

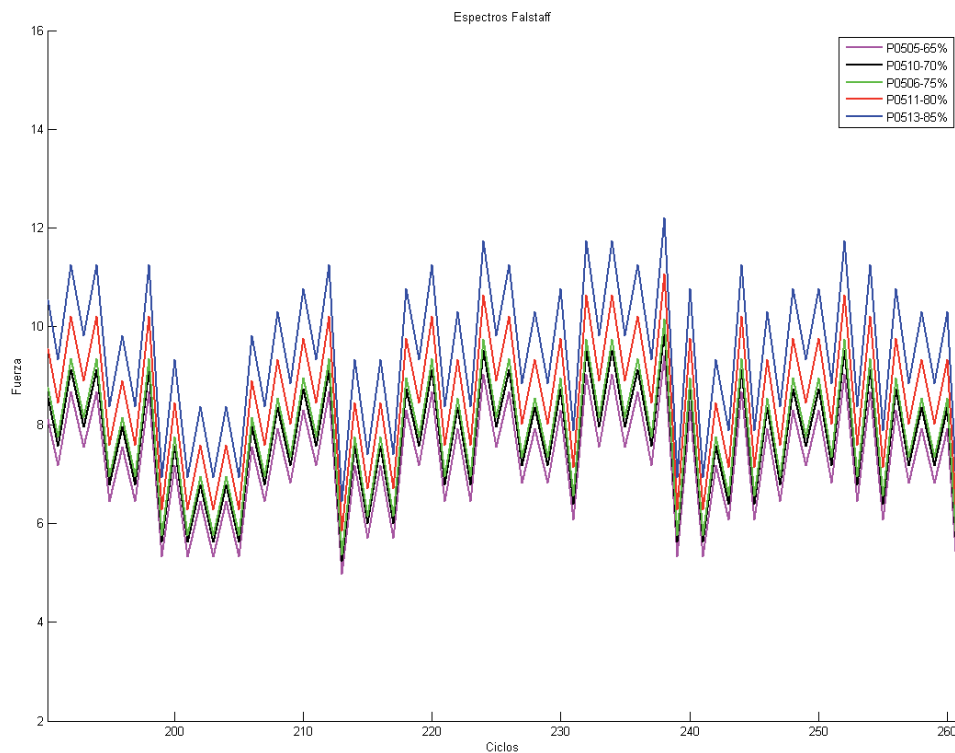


Figura 20: Espectros de rotura FALSTAFF en diferentes niveles. Fuente: Propia



Figura 21: Probeta ensayada a rotura. Fuente: Propia

3.2.4.2 MINI-TWIST

Al ser un espectro menos dañino que el Falstaff, por contener menor proporción de cargas muy altas o muy bajas, se consideraron otros porcentajes de carga. Al ser menos dañino los ensayos a rotura son mucho más largos y porcentajes bajos pueden estar cerca del límite a partir del cual un material no se degrada a fatiga (límite de fatiga). Por esto se escogieron porcentajes de carga mayores. Para este espectro se utilizaron 77.5%, 80%, 82.5%, 85%, 87.5% y 90% del límite de rotura.

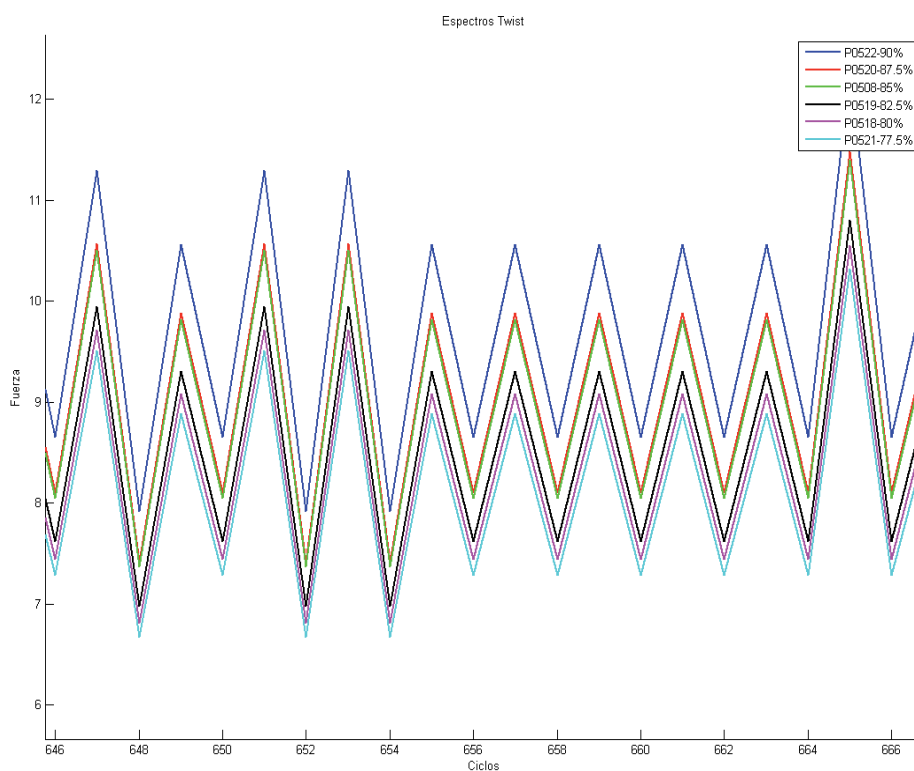


Figura 22: Espectro MINI-TWIST rotura diferentes niveles. Fuente: Propia

En los laboratorios del INTA se registran todos los ensayos que se realizan en la máquina de tracción. Un ejemplo del informe para un ensayo de rotura se puede ver en la Figura 23. Este informe contiene todos los datos de la probeta y del ensayo realizado para poder consultar en cualquier momento si ha habido errores.


N° Orden/Actividad:	4310/12.4320-1		Tiempo:	
Ensayo N°:	HCF:	002/14	Arancel:	
Fecha de Inicio:	27/03/14	Temperatura (°C):	17 ± 2	
Fecha de Finalización:	28/03/14	Humedad (%):	33 ± 2	
INFORMACIÓN GENERAL				
Identificación de la Muestra:	4314/H# 1019/14			
Identificación de la Probeta:	W05-11			
Identificación de la Probeta LCCM:	W05-11			
Condición de Parada:	10.000.000 Ciclos / Rotura			
PARÁMETROS DE ESTACIÓN				
Máquina de Ensayo:	4TS 100 kN Fatiga 3			
Mordazas/Presión de Apriete (MPa):	Hidráulica 10t / 3492			
Procedimiento Informático de Ensayo:	W05-11			
Fondo Escala F. (kN)/Desplazamiento (mm)	100 kN / 75 mm			
DIMENSIONES DE LA PROBETA				
Ancho (mm):	10,91	L entre mordazas (mm)	52,75	
Espesor (mm):	2,05			
Longitud (mm):	150,15			
Rugosidad (µm):				
				
PARAMETROS DE ENSAYO				
Sección de la Probeta (mm²):				
Forma de Onda		Carga Máxima (kN)		
Frecuencia (Hz)		Carga Mínima (kN)		
Esfuerzo (MPa)		Carga Media (kN)		
R		Límite Sup. Carga (kN)		
		Límite Inf. Carga (kN)		
Ciclos:	426.012	Rota:	<input checked="" type="checkbox"/>	No Rota:
Observaciones: Ciclado según par Q1 P0511-4 Fmax ~ 15,4 kN Fmin ~ 1,5 kN ~ 1.000.000 ciclos				
Realizado Puesta en Marcha: SUD-JCC				
Realizado Control/Retirada: JCC				

Figura 23: Informe de probeta ensayada a rotura. Fuente: Propia

3.2.5 Ensayos controlados

Una vez conocida la curva de Gassner realizamos ensayos de pocos ciclos para poder ir midiendo la rugosidad a medida que aumenta el daño acumulado en la probeta. Según el nivel de carga los ensayos se realizaron en un intervalo de ciclos mayor o menor. Por cada nivel se ciclaron dos probetas para aumentar la fiabilidad de los datos. Al igual que las probetas ensayadas a rotura a estas se les estableció un límite de ciclos para ensayar, en este caso fueron diez millones de ciclos.

Después de someter las probetas a un tramo del espectro se llevaban de vuelta al microscopio confocal para medir la rugosidad en cada uno de los puntos previamente establecidos en su estado inicial.

Localizados los puntos se volvían a tomar fotografías del área de medida, pues a medida que la rugosidad de la zona aumentaba se hacía más irreconocible el punto de medida respecto a la foto del material sano. Se puede ver claramente la diferencia en la Figura 24. Con esto se pudo encontrar fácilmente el punto de medida comparando con la situación inmediatamente anterior de la probeta antes del último tramo de ciclos.

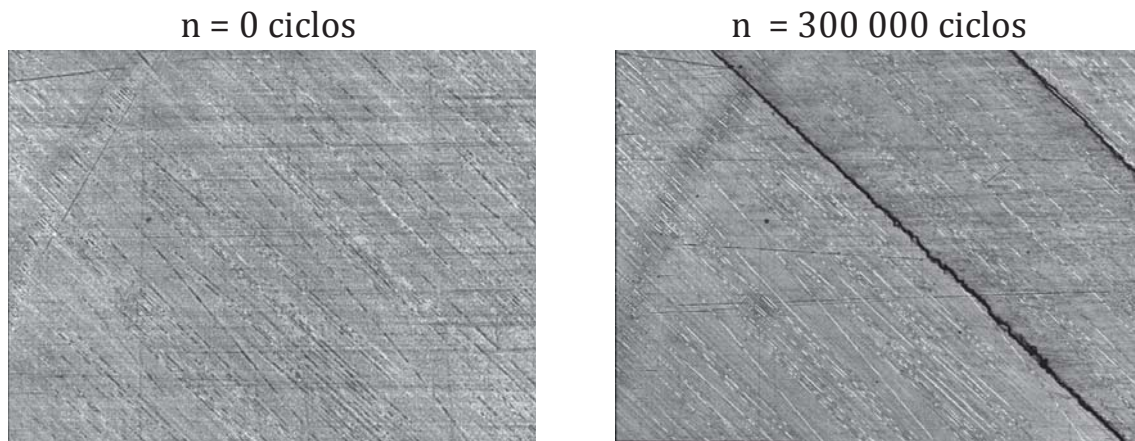


Figura 24: Diferencia estado inicial y degradado de un mismo punto. Fuente: Propia

3.2.6 Degradación de las probetas

Tras los ensayos de carga se toman los valores de fuerza que la máquina aplica realmente a la probeta y se estudian para saber el daño teórico que debe tener la probeta.

Esto se ha hecho con rutinas de creación propia de MATLAB para leer los archivos que nos llegan de la máquina y transformarlos a datos que puedan ser tratados para el cálculo de la fatiga.

Estos datos que vienen de la máquina nos muestran la fuerza aplicada en cada ciclo y el desplazamiento que se genera en la probeta. Gracias a esto podemos calcular la variación de la rigidez del material y, a lo largo de los ciclos. Se pueden ver estos datos proporcionados por la máquina de tracción en la Figura 25.

Esta medida se realiza segmento a segmento de carga, es decir, se mide la rigidez entre cada pico y valle del espectro. Sabiendo la fuerza aplicada y el desplazamiento producido por dicha carga.

Adquisición de datos			Picos-Valles	Tiempo	Sec	10/06/2014 12:11:16
Sec	N	mm				
0,11051433	6818,4775	0,53390056				
0,15690105	5667,4795	0,4584139				
0,20654297	6952,8037	0,55013138				
0,25716147	5705,6401	0,46492848				
0,30696616	6969,1133	0,55309027				
0,35725912	5711,7954	0,46659771				
0,40673828	6972,8677	0,55520314				
0,45719403	5295,8921	0,43950006				
0,50732422	6973,5532	0,55482244				
0,55777997	5716,4131	0,46886668				
0,60742188	6978,438	0,55523479				
0,65755212	5718,4434	0,46934327				
0,70768231	6979,7231	0,55649579				
0,7578125	5718,4814	0,46959332				
0,80777997	6978,8027	0,55766886				
0,85791016	5717,3716	0,47018701				
0,90787762	6975,1309	0,55680794				
0,95817059	5302,6387	0,44167936				
1,0081381	7383,7622	0,58680439				
1,0582683	5298,4595	0,44304684				
1,108073	6557,668	0,52885157				
1,155599	5295,0811	0,44329306				
1,2083334	7387,2207	0,58788508				
1,2581381	5306,1318	0,44396606				
1,3061523	6965,0723	0,55938971				
1,358724	4881,5254	0,41538784				
1,4067383	6134,8467	0,49871898				
1,4560547	4869,9795	0,41436321				
1,5087891	6136,0283	0,49874923				
1,5561523	4867,6914	0,41400221				
1,6066082	6135,1909	0,49875739				
1,6569011	4870,5503	0,41278747				
1,7062175	6135,6602	0,49904355				

Figura 25: Archivo de la máquina de tracción. Fuente: Laboratorio de resistencia de materiales.

En las columnas se muestran de izquierda a derecha:

- I: Tiempo en que se ha dado ese ciclo.[s]
- II: Fuerza aplicada en cada tramo del segmento [kN] (cuarta parte de un ciclo completo de seno).
- III: Desplazamiento [mm]

3.2.6.1 Cálculo de la degradación

Tras la conversión del fichero de máquina a uno que pueda usarse con MATLAB se realiza un sesgo de los datos. Puesto que tal cantidad de datos y los errores de la máquina dan como resultado mucho ruido en las medidas se aplica este sesgo para obtener los datos más significativos y claros. Por ello se aplicó a todos los datos de fuerza y desplazamiento un sesgo que seleccionaba solo aquellos que afectan más a la degradación de las probetas, estos son los ciclos con mayor amplitud o distancia entre pico y valle.

Esta función de fuente propia se programó en MATLAB para tratar cada uno de los informes de fuerza del ensayo de tracción, dejando al usuario elegir el sesgo a aplicar para en función del número de datos que quiera tener para analizar. El sesgo viene dado por niveles de carga y a mayor nivel de carga implica menor número de ciclos, puesto que existen menos ciclos con una distancia tan alta entre pico y valle. Tras esta depuración de los datos se pudo tratar de una manera más sencilla y clara el cálculo de la degradación de las probetas.

El cálculo de la degradación se realiza considerando que en el estado inicial la probeta es sana y el valor de su rigidez es igual a la unidad. Tras esto aplicamos la degradación basándonos en el resultado anterior segmento a segmento multiplicando por un factor. El cálculo realizado es:

$$f = \frac{\frac{F_3 - F_4}{D_3 - D_4}}{\frac{F_1 - F_2}{D_1 - D_2}} \quad (7)$$

donde:

F_1 : Fuerza pico 1 [N]
 F_2 : Fuerza valle 1 [N]
 D_1 : Desplazamiento pico 1 [mm]
 D_2 : Desplazamiento valle 1 [mm]

F_3 : Fuerza pico 2 [N]
 F_4 : Fuerza valle 2 [N]
 D_3 : Desplazamiento pico 2 [mm]
 D_4 : Desplazamiento valle 2 [mm]

Tras aplicar este cálculo a una probeta vemos como existe una clara tendencia y un descenso en la rigidez de la misma. En la Figura 26 se puede ver claramente el descenso a lo largo de los ciclos hasta la rotura.

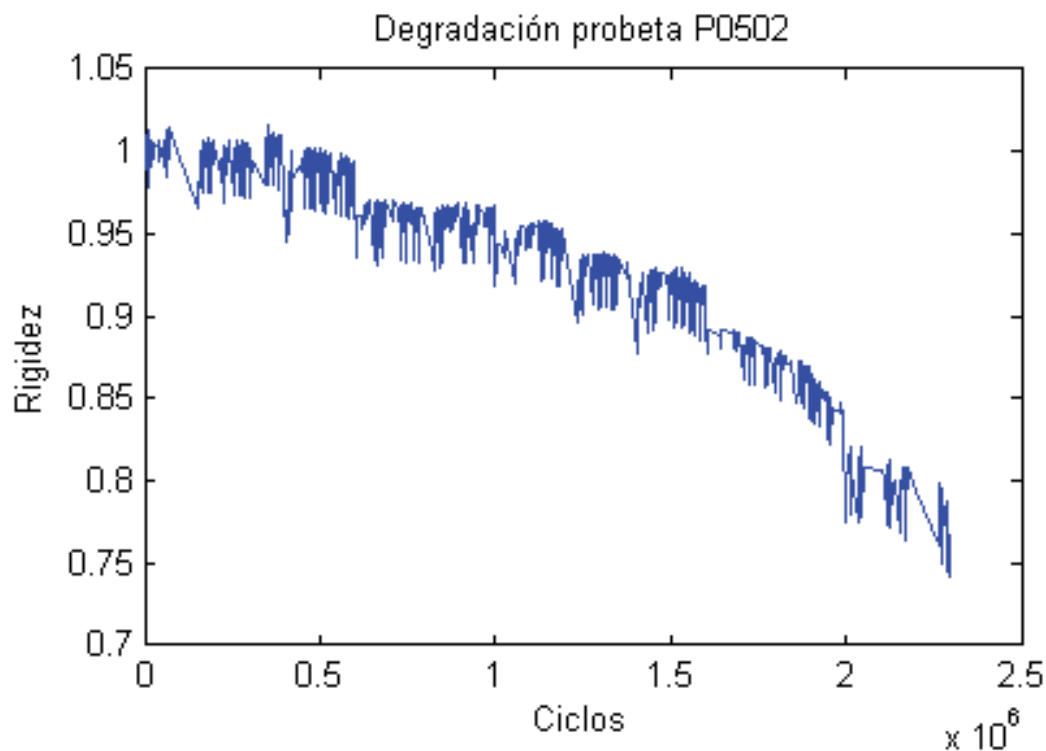


Figura 26: Degradación probeta P0502. Fuente: Propia.

4 RESULTADOS

4.1 CURVAS DE GASSNER

A diferencia de las curvas S-N, las curvas de Gassner son aquellas que nos muestran los ciclos de vida de una probeta sometida a unos espectros de carga variable con un determinado porcentaje de carga.

Diferenciamos una curva para las probetas a las que se aplicó el espectro FALSTAFF (Figura 27) y otra para el espectro MINI-TWIST (Figura 28). Los gráficos aparecen representados relacionando los parámetros de porcentaje de carga (pico máximo de carga del espectro aplicado entre el Sut del material) con los ciclos de vida.

En la Figura 27 tenemos la curva de Gassner para las probetas ensayadas con el espectro FALSTAFF. La línea de tendencia de tipo logarítmica muestra un factor de correlación del 96%. En este gráfico se han representado las probetas supervivientes al ensayo con un marcador diferente (-). Fueron las probetas 28 (ensayo controlado) y la probeta 07 (ensayo de rotura), ambas a un porcentaje de carga del 60%. Por otro lado en la Figura 28 tenemos la curva de Gassner para el espectro MINI-TWIST. Estos últimos ensayos tienen un factor de correlación del 90%.

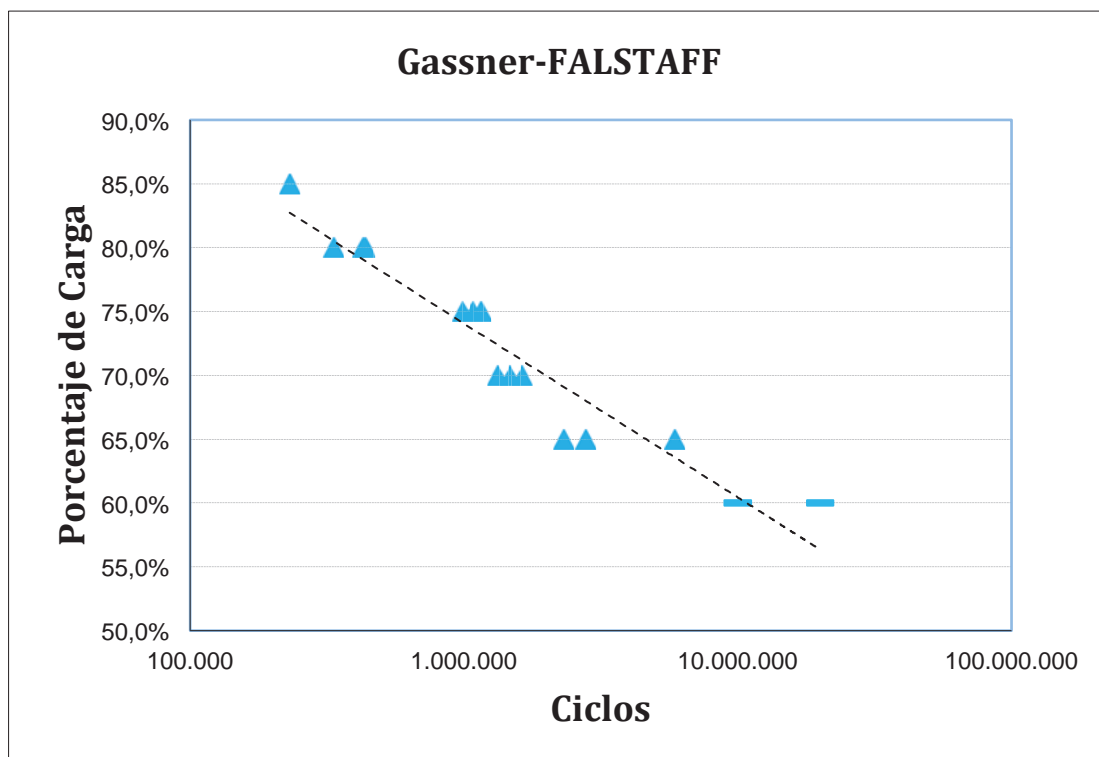


Figura 27: Curva de Gassner para espectro FALSTAFF. Fuente: Propia

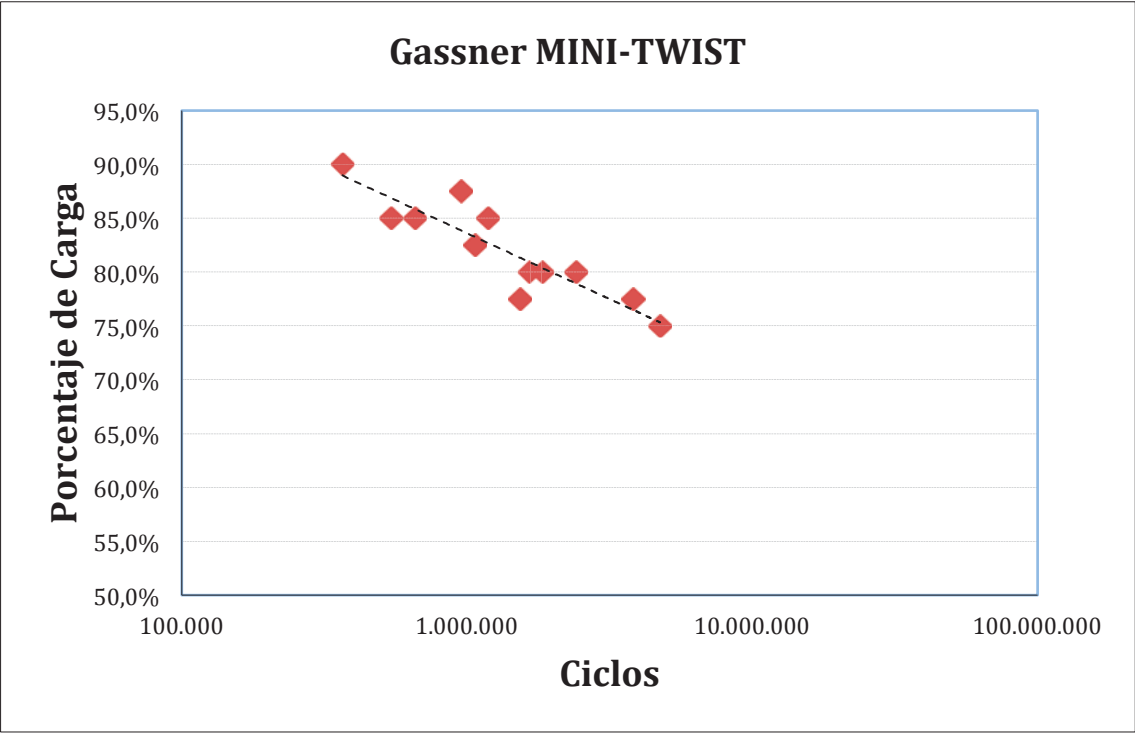


Figura 28: Curva de Gassner para espectro MINI-TWIST. Fuente: Propia

En la comparativa se puede ver lo que se predijo en un primer momento. El espectro MINI-TWIST al tener menores cargas de gran amplitud es menos dañino que el espectro FALSTAFF, pues a mismo porcentaje de carga tenemos unas vidas mayores.

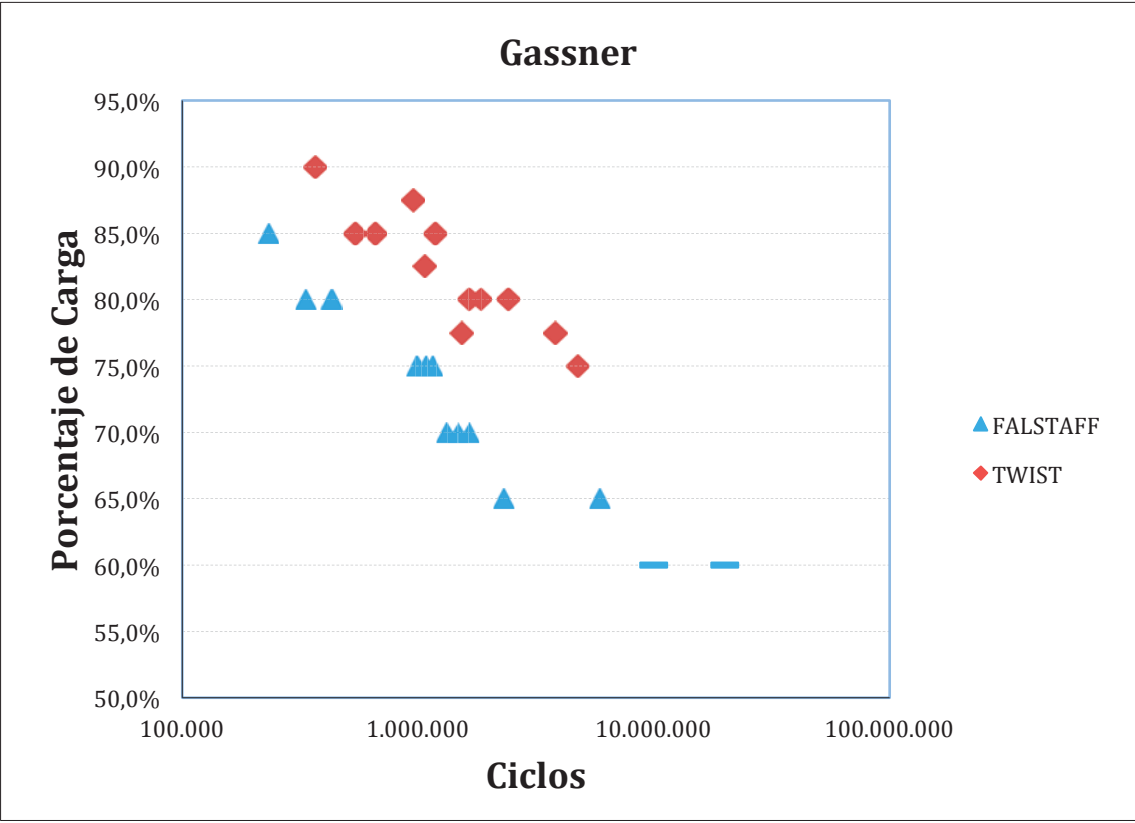


Figura 29: Curva de Gassner para ambos espectros. Fuente: Propia

Además se observa que más dispersión en las probetas ensayadas con el espectro MINI-TWIST, el factor de correlación es menor en estos ensayos. Una explicación puede ser que al ser más dañino el espectro FALSTAFF afecte de forma más regular a todas las zonas de las probetas. Por otro lado el espectro MINI-TWIST al tener muchas cargas de baja amplitud puede afectar más a las probetas que tienen más imperfecciones y mucho menos a las que son más regulares. Dicho de otra manera una probeta que sea muy homogénea se verá afectada por cargas altas pero omitirá las bajas hasta un estado alto de degradación, pero una probeta con tensiones internas o grietas se verá afectada desde el principio por las cargas bajas. Generando la alta diferencia de vida entre probetas ensayadas a una misma carga.

4.2 EVOLUCIÓN DE RUGOSIDAD

Tras la recopilación de los datos de rugosidad a través de los ciclos en las probetas ensayadas con cada espectro y por tramos, nos encontramos con la siguiente evolución, que se muestra en la Figura 31 y la Figura 30.

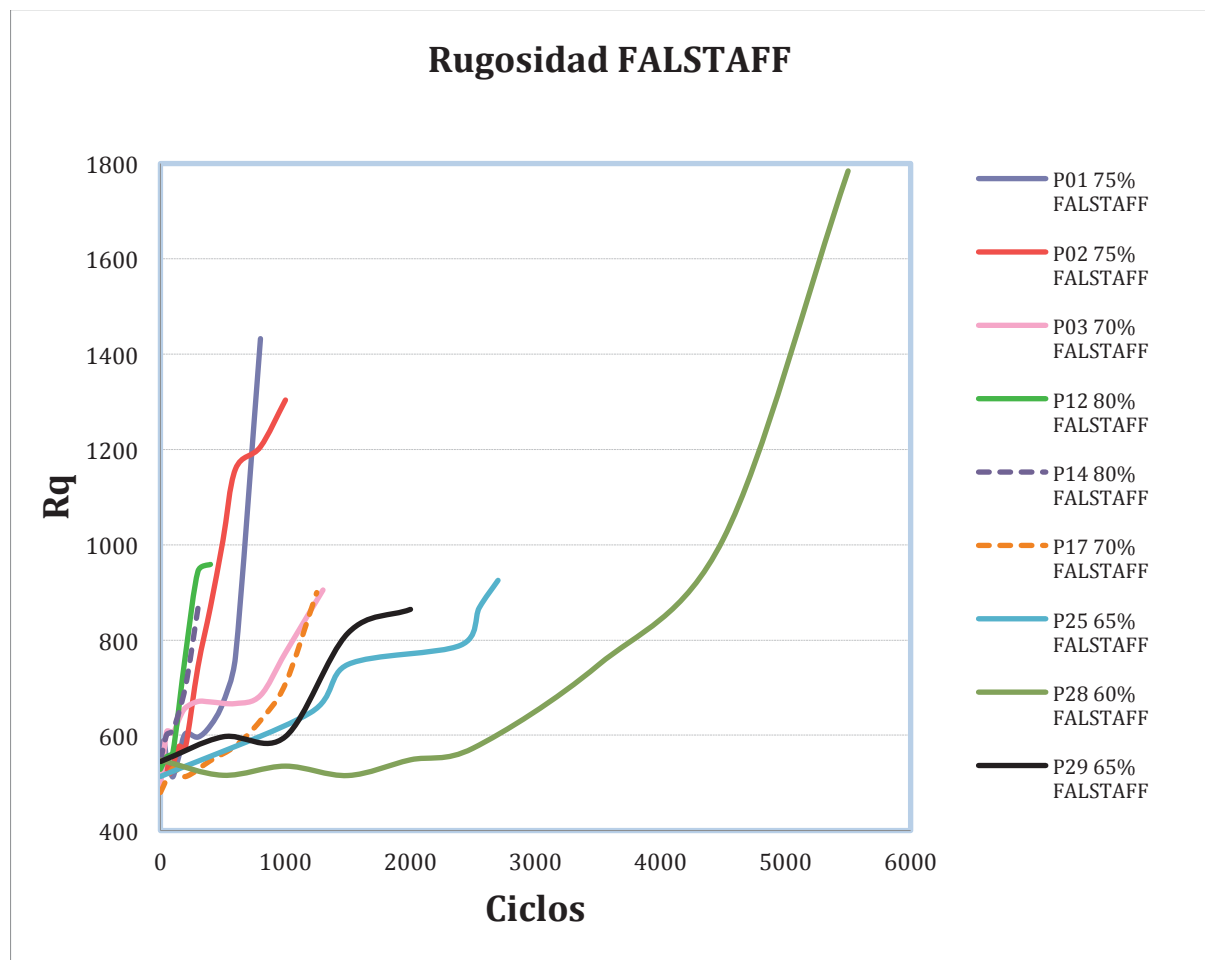


Figura 30: Rugosidad FALSTAFF. Fuente: Propia.

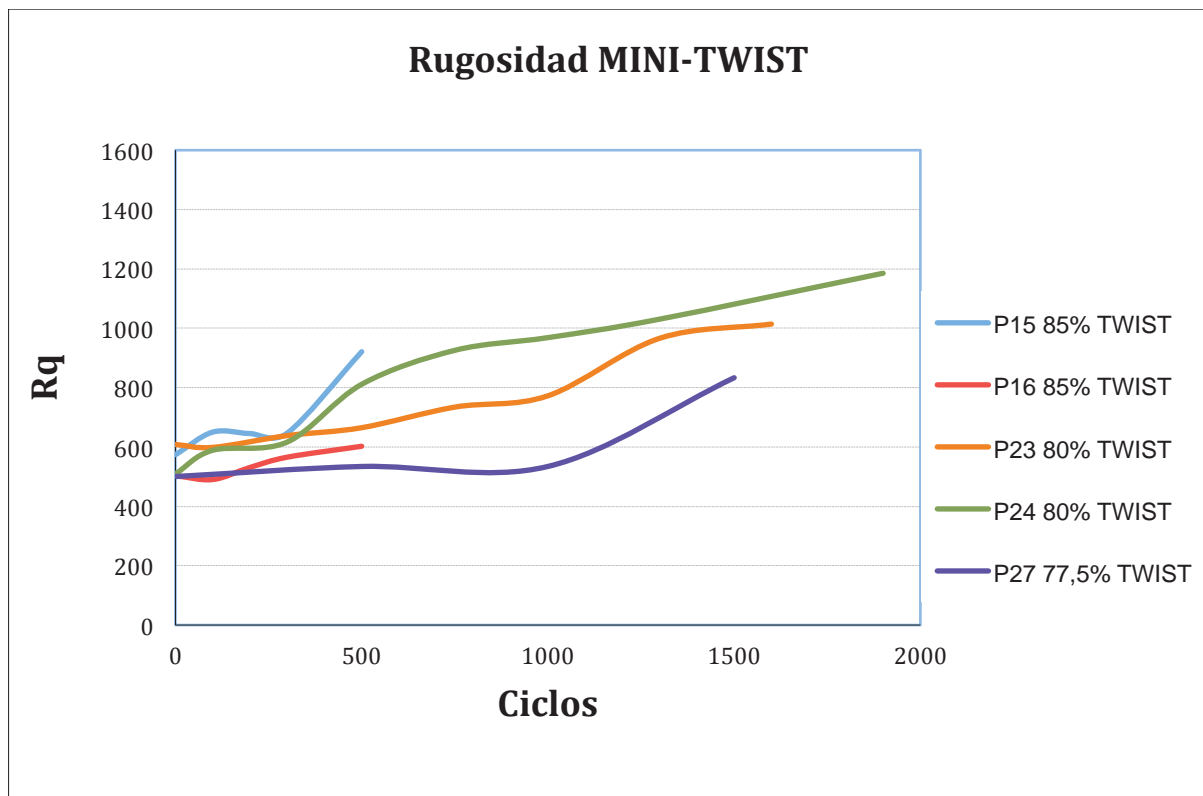


Figura 31: Rugosidad MINI-TWIST. Fuente: Propia

Los resultados que se observan en las gráficas nos indican una clara tendencia de aumento de la rugosidad superficial a lo largo de los ciclos. Esta tendencia es distinta, como se puede ver en la pendiente, para cada nivel de carga. En la Figura 30 se ven cuatro zonas o cuatro pendientes distintas, correspondientes de mayor a menor (o de izquierda a derecha) 80%, 75%, 70% y 65%.

El aumento de la rugosidad es apreciable a simple vista, a medida que aparecen grietas en la matriz. La lámina superior comienza a ondularse como consecuencia del daño acumulado. Esta evolución se ve claramente en la Figura 32. Es la representación del cuarto punto de medida de la probeta 02, sometida al espectro FALSTAFF con una carga máxima del 75% de la carga de rotura del material. En esta figura se aprecia la apariencia superficial con un objetivo de 10x, en la que vemos la aparición de grietas y ondulaciones. La siguiente fila nos muestra el análisis topográfico de la altura de cada punto realizada por el confocal (siendo los puntos más oscuros los de menor cota y los más claros los de mayor cota, respecto al plano de referencia). Por último se ha incluido una representación tridimensional de las mediciones en las que se aprecia el salto existente a los lados de la grieta.

n = 0 ciclos	n = 150 000 ciclos	n = 300 000 ciclos	n = 500 000 ciclos
Rq = 542,59 nm	Rq = 563,54 nm	Rq = 735,54 nm	Rq = 1.157 nm

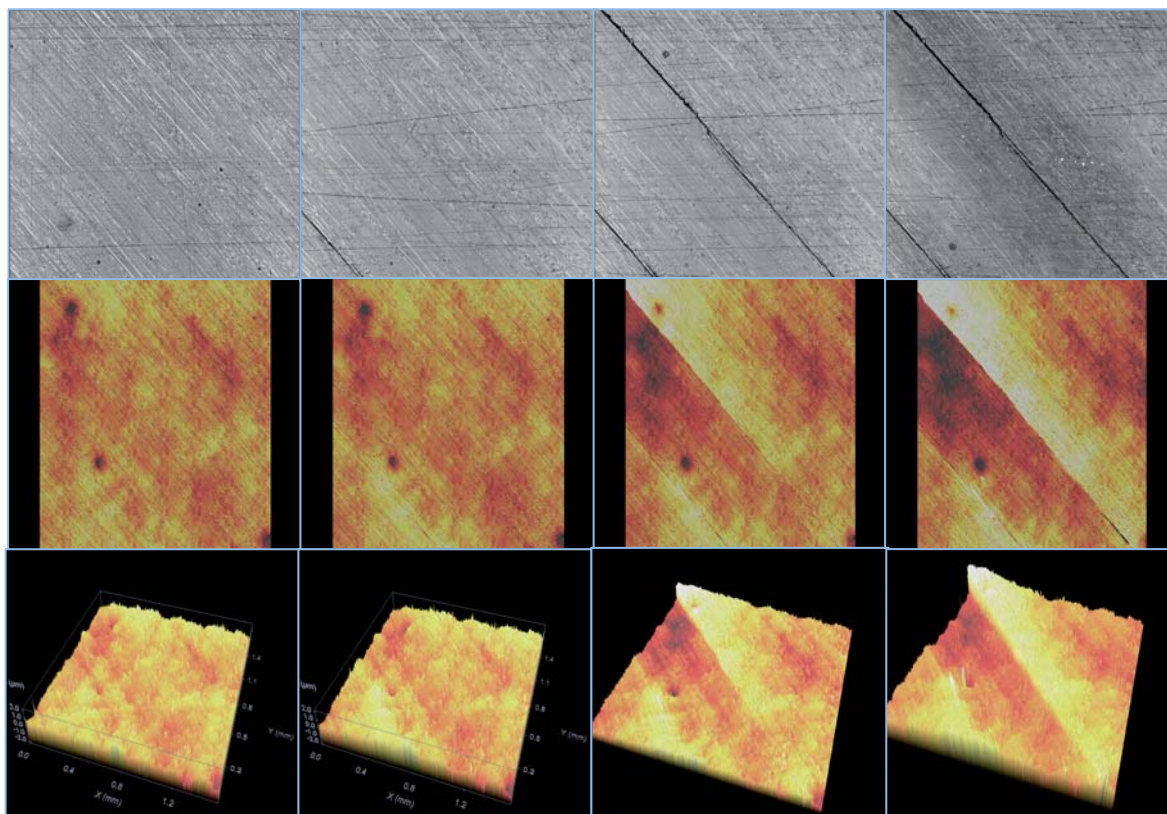


Figura 32: Evolución de la rugosidad en el cuarto punto de medida de la probeta 02 (FALSTAFF 75%). Fuente: Propia

4.3 EVOLUCIÓN DE RIGIDEZ

A continuación aparecen los resultados de cómo varía la rigidez de las probetas a lo largo de los ciclos, es decir, cuánto se degrada. La medida de la degradación se ha normalizado suponiendo un estado inicial de rigidez igual a la unidad y mostrando la relación entre la rigidez en cada momento del ensayo respecto a la rigidez inicial.

Como se puede apreciar en las gráficas (Figura 33, Figura 34) a mayor porcentaje de carga mayor pendiente negativa. Esto significa que no solo la vida de las probetas es más corta sino que existe una degradación más rápida en probetas ensayadas a mayor nivel de carga.

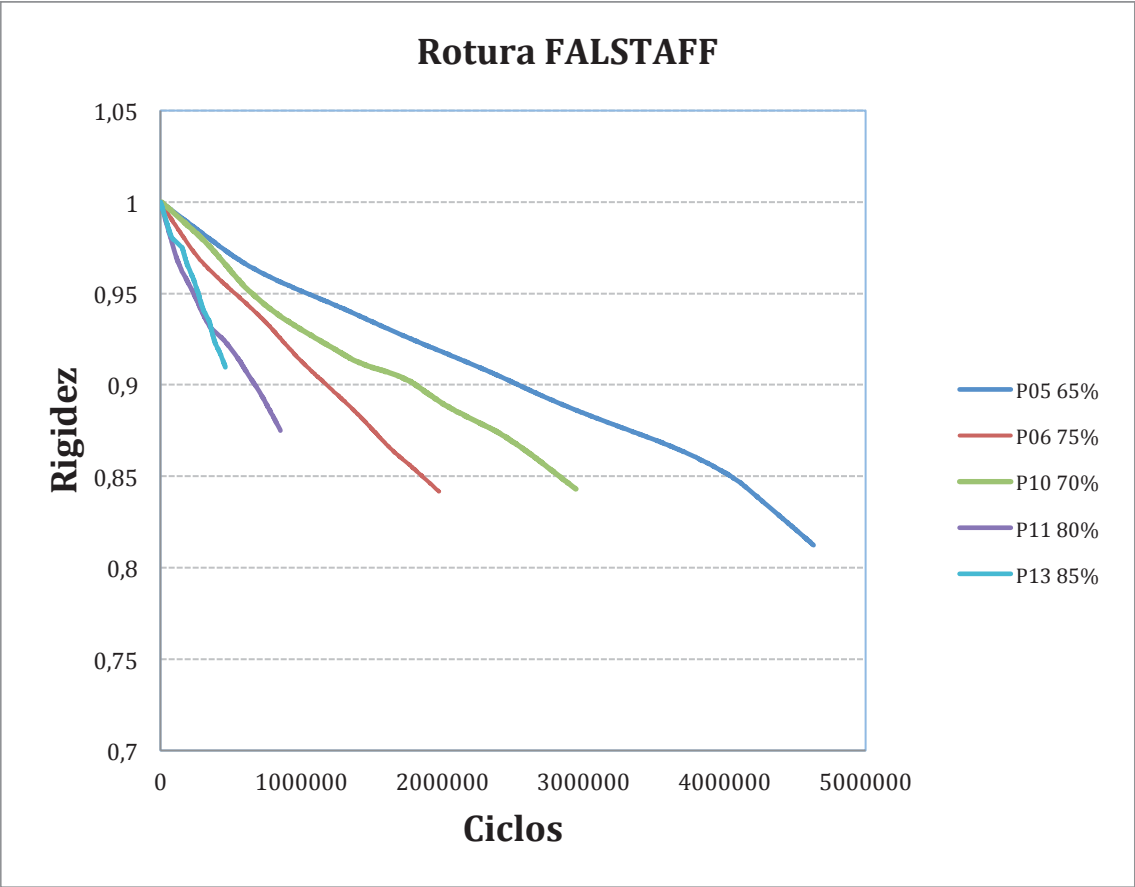


Figura 33: Degradación probetas rotura FALSTAFF. Fuente: Propia.

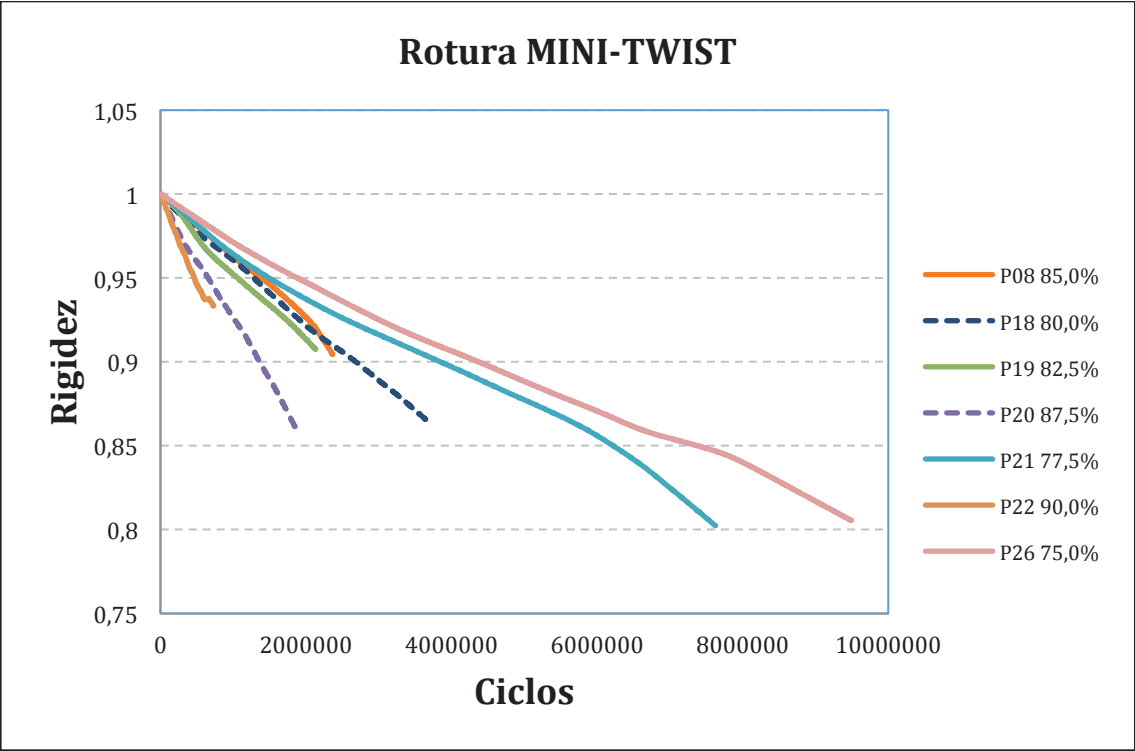


Figura 34: Degradación probetas rotura MINI-TWIST. Fuente: Propia.

También es clara la gran dispersión que existe a la hora de ensayar probetas a diferentes cargas. En la Figura 34 se ha obtenido una vida más larga en la probeta P0508 que en la P0519, siendo esta última ensayada a un porcentaje menor de carga. Esto sucede por el proceso de fabricación que resulta en zonas con imperfecciones o simplemente desiguales entre sí. Por ello no todas las probetas cortadas de un mismo panel son iguales y generan cierta dispersión en la vida de las probetas. Una probeta que tuviese una burbuja de aire que no se eliminó en el proceso de curado durará, probablemente, menos que otra completamente sana.

Para probetas controladas tenemos unos datos un poco más irregulares [Figura 35 y Figura 36] pero que evolucionan de la misma manera, mayor carga implica una degradación más rápida. La irregularidad existe por aplicar los ciclos por tramos y retirar la probeta para medición de rugosidad. La máquina de tracción al empezar y unos ciclos antes de acabar introduce ruido en la medida por calibración interna, y es lo que genera estas irregularidades.

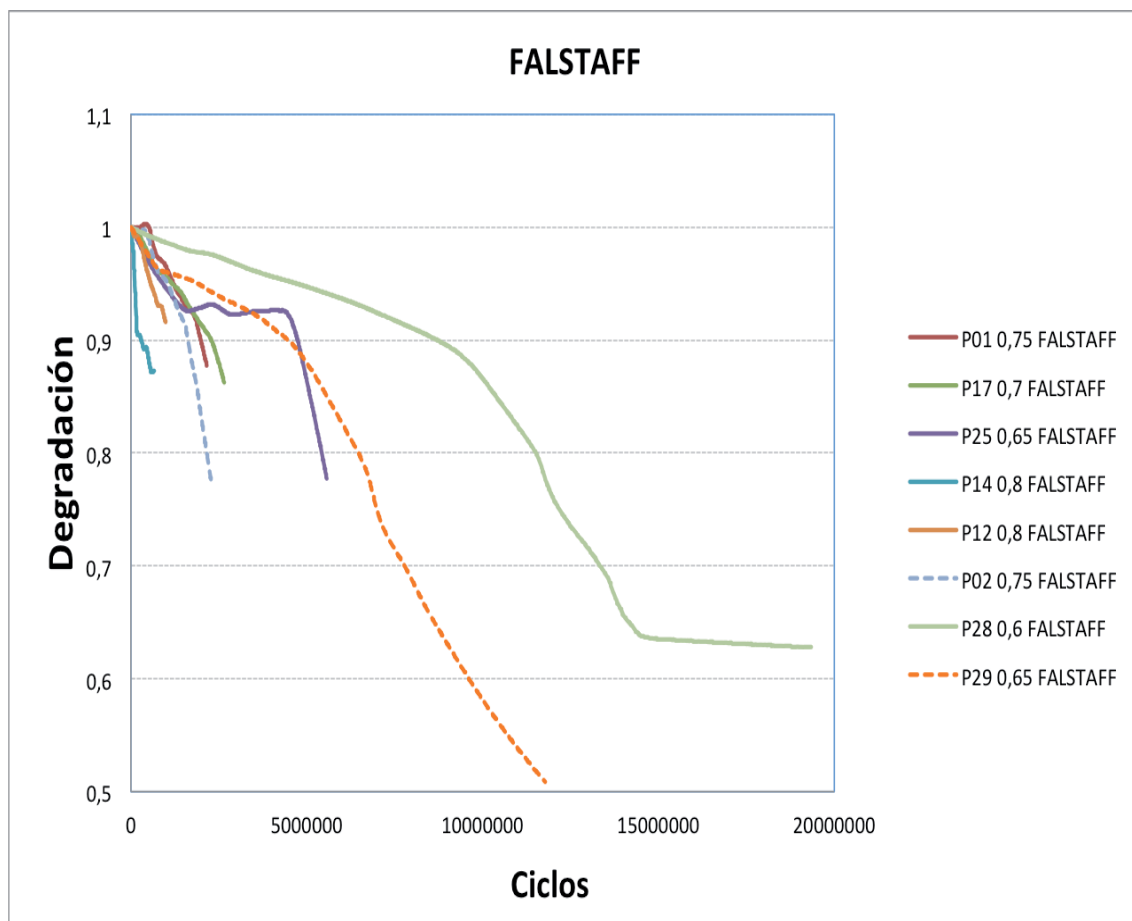


Figura 35: Degradación de probetas ensayadas con espectro FALSTAFF. Fuente: Propia

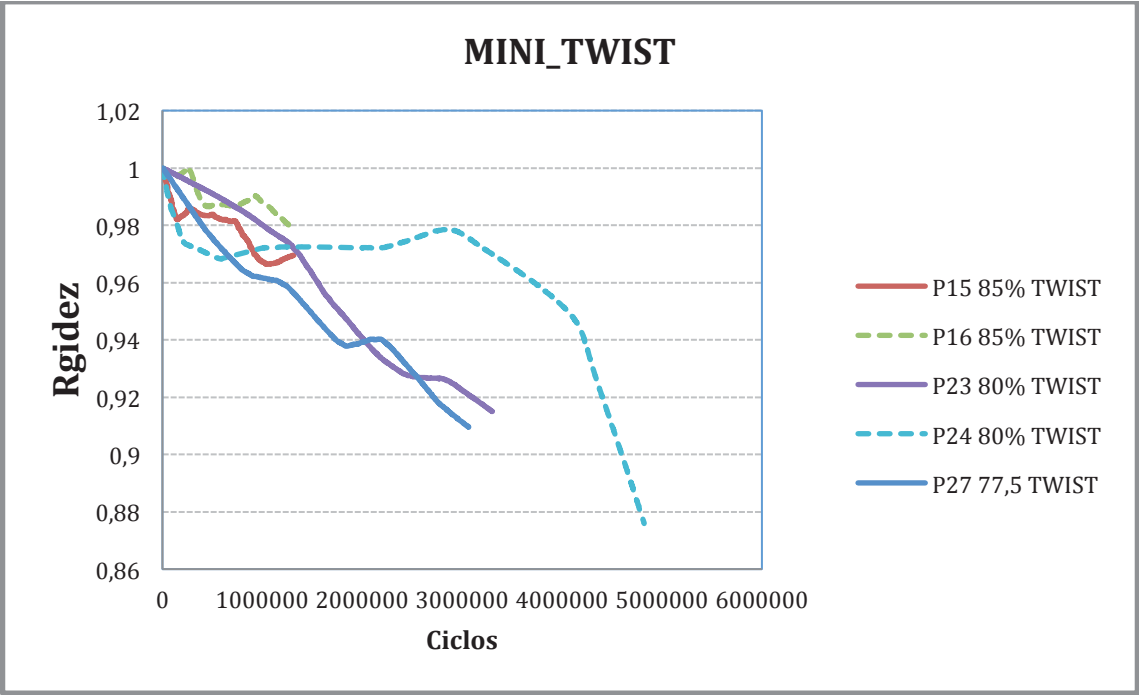


Figura 36: Degradación de probetas ensayadas con MINI-TWIST. Fuente: Propia

4.4 EVOLUCIÓN DE RIGIDEZ VS RUGOSIDAD

Como se puede ver en la Figura 37 aun tratándose de ensayos a diferentes cargas y diferentes espectros tenemos una “banda” de concentración de los resultados y una tendencia en el avance.

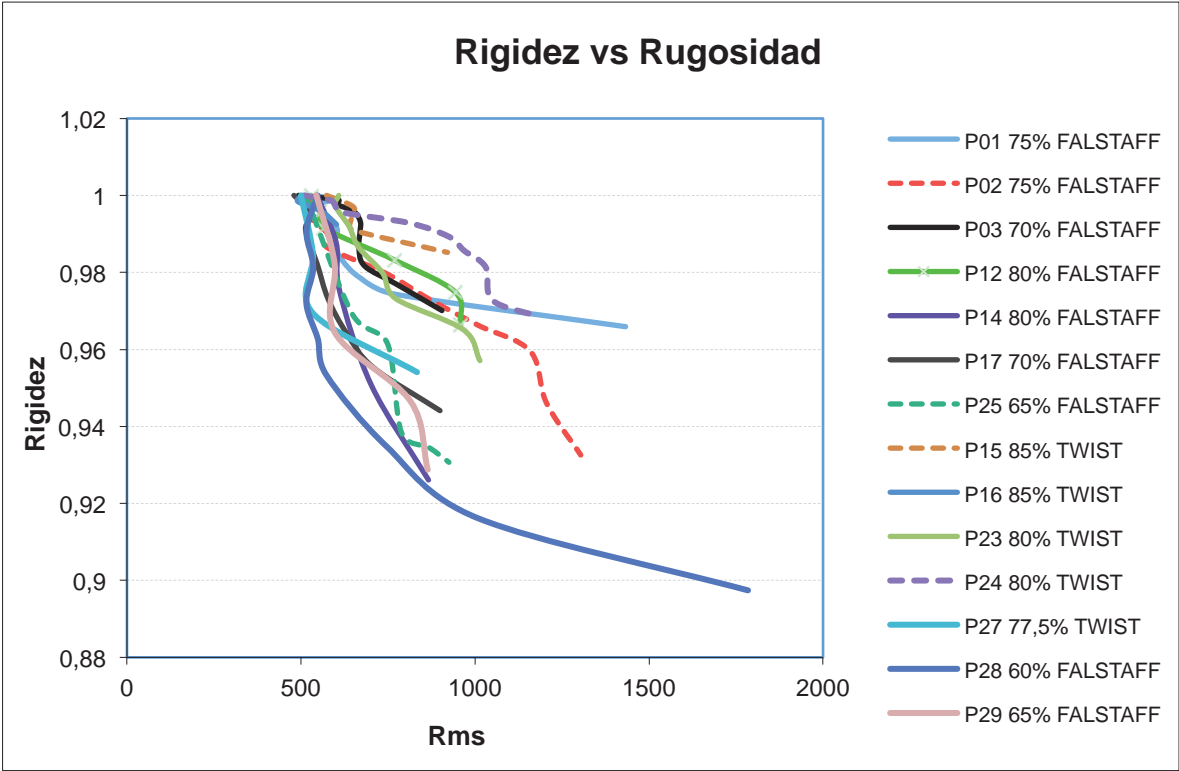


Figura 37: Relación de Rigidez y Rugosidad. Fuente: Propia

5 CONCLUSIONES

El resultado de esta investigación parece arrojar un poco de luz sobre el estudio de fatiga de los materiales compuestos mediante técnicas no destructivas.

En la actualidad es necesario investigar en este tipo de técnicas por la gran producción de materiales compuestos y la falta de modelos de predicción exhaustivos acerca de los mecanismos de daño producido por fatiga que sufren los mismos. Como se ha visto las técnicas actuales están todavía en desarrollo y dan pie a la aparición de técnicas ópticas que son más sencillas y más económicas.

En cuanto a la degradación hemos podido ver como los mecanismos de daño dependen en gran medida de la calidad de la fabricación o de la homogeneidad que muestre la pieza. Es por esto que hay una gran dispersión en la vida de una pieza de material compuesto, como se muestra en los ensayos de rotura del espectro MINI-TWIST donde una probeta ensayada a mayor carga muere antes que una ensayada a menor carga. De ello podemos concluir que la complejidad de este tipo de materiales queda palpable con estos resultados. Y esta es otra razón más para conseguir métodos de predicción relacionados con parámetros externos mientras se desconocen los mecanismos internos.

Los estudios realizados nos muestran un aumento de los parámetros de rugosidad a medida que la degradación del material incrementa. Además de esta clara tendencia de crecimiento podemos observar que la relación entre el parámetro Rq y la rigidez crece dentro de una banda según la carga aplicada. Esto muestra que existe una relación entre los parámetros de rugosidad y de degradación. Además el aplicar espectros diferentes y a diferente porcentaje permite concluir en que esta relación es independiente de la carga aplicada y que se puede utilizar este método en circunstancias en las que las cargas aplicadas sean conocidas.

Gracias a este estudio se puede decir que los métodos ópticos nos pueden ayudar a inspeccionar daño en la estructura interna del material. Es claro que futuros trabajos y estudios en esta dirección pueden hacer mejorar la metodología de inspección de piezas dañadas y que incrementen la seguridad de utilizar estos materiales, por poder predecir el momento adecuado de sustitución de los mismos.

6 PUBLICACIONES DEL AUTOR:

1. Zuluaga-Ramírez, P., Frövel, M., Arconada, Á., Belenguer, T., & Salazar, F. (2014, November). Evaluation of the Fatigue Linear Damage Accumulation Rule for Aeronautical CFRP Using Artificial Neural Networks. In *Advanced Materials Research* (Vol. 1016, pp. 8-13).
2. Zuluaga-Ramírez, P., Arconada, Á., Frövel, M., Belenguer, T., & Salazar, F. (Aceptado para publicar). Optical Sensing of the Fatigue Damage State of CFRP under Realistic Aeronautical Load Sequences. In *Sensors* (ISSN 1424-8220) [Q1]

7 BIBLIOGRAFÍA

1. Stuart Dutton; Donald Kelly; Alan Baker (2004). *Composite Materials for Aircraft Structures*, Second Edition. American Institute of Aeronautics and Astronautics
2. Müller, L., & Wellnitz, J. (2011). Research and Development of a New and Sustainable Composite: “Natural Stone Laminate”. In *Sustainable Automotive Technologies 2011* (pp. 121-127). Springer Berlin Heidelberg.
3. Zoltek Companies, Inc. (2014) Zoltek Commercial Carbon Fiber. www.zoltek.com
4. Post, N. L., Case, S. W., & Lesko, J. J. (2008). Modeling the variable amplitude fatigue of composite materials: A review and evaluation of the state of the art for spectrum loading. *International Journal of Fatigue*, 30(12), 2064-2086.
5. Van Paepegem, W., & Degrieck, J. (2002). A new coupled approach of residual stiffness and strength for fatigue of fibre-reinforced composites. *International Journal of Fatigue*, 24(7), 747-762.
6. Shigley, J. E., Budynas, R. G., & Mischke, C. R. (2004). *Mechanical engineering design*.
7. Perrett, B. H. E. (1987, June). An evaluation of a method of reconstituting fatigue loading from rainflow counting. In *ICAF-The proceedings of the 14th symposium of the international committee on aeronautical fatigue*.
8. Adden, S., Pfeleiderer, K., Solodov, I., Horst, P., & Busse, G. (2008). Characterization of stiffness degradation caused by fatigue damage in textile composites using circumferential plate acoustic waves. *Composites Science and Technology*, 68(7), 1616-1623.
9. Dzenis, Y. A. (2003). Cycle-based analysis of damage and failure in advanced composites under fatigue: 1. Experimental observation of damage development within loading cycles. *International journal of fatigue*, 25(6), 499-510.
10. Wang, X., & Chung, D. D. L. (1998). Self-monitoring of fatigue damage and dynamic strain in carbon fiber polymer-matrix composite. *Composites Part B: Engineering*, 29(1), 63-73.
11. Dattoma, V., & Giancane, S. (2013). Evaluation of energy fatigue damage into GFRC through digital image correlation and thermography. *Composites Part B: Engineering*, 47, 283-289.

12. Withers, P. J., & Preuss, M. (2012). Fatigue and damage in structural materials studied by X-ray tomography. *Annual Review of Materials Research*, 42, 81-103.
13. Bhushan, B. (2001). Surface roughness analysis and measurement techniques. Bhushan, Bharat CRC press LLC.
14. Confocal Microscopy. (2014-10-23) Luke Metcalfe. www.thefullwiki.org
15. SENSOFAR (2004). Plu Confocal Imaging Profiler User's Manual
16. Zuluaga-Ramírez, P., Frövel, M., Arconada, Á., Belenguer, T., & Salazar, F. (2014, November). Evaluation of the Fatigue Linear Damage Accumulation Rule for Aeronautical CFRP Using Artificial Neural Networks. In *Advanced Materials Research* (Vol. 1016, pp. 8-13).
17. Sonsino, C. M. (2004). Principles of variable amplitude fatigue design and testing. *Journal of ASTM International*, 1(10), 7-8.
18. Trallero, R., Atienza, R., Zuluaga, P., Frövel (2013). Proceso de Caracterización de un Material Compuesto. *Tecnología y Desarrollo* (Vol. XI). Universidad Alfonso X El Sabio.
19. Vassilopoulos, A. P., & Keller, T. (2011). Experimental Characterization of Fiber-Reinforced Composite Materials. In *Fatigue of Fiber-reinforced Composites* (pp. 25-67). Springer London.
20. Zuluaga-Ramírez, P., Frövel, M., Belenguer, T., & Salazar, F. (2015). Non contact inspection of the fatigue damage state of carbon fiber reinforced polymer by optical surface roughness measurements. *NDT & E International*, 70, 22-28.
21. Zuluaga, P., Frövel, M., Restrepo, R., Trallero, R., Atienza, R., Pintado, J. M., ... & Salazar, F. (2013). Consumed Fatigue Life Assessment of Composite Material Structures by Optical Surface Roughness Inspection. *Key Engineering Materials*, 569, 88-95.
22. Le Divenah, L., & Beaufils, J. Y. (2004). Large commercial aircraft loading spectra: overview and state of the art. *Journal of ASTM International(JAI)*, 1(10).
23. IHS ESDU 97018: Standard fatigue loading sequences.

DETECCIÓN DE FATIGA EN MATERIAL COMPUESTO POR TÉCNICA NO DESTRUCTIVA

DOCUMENTO 2: ESTUDIO ECONÓMICO

1 COSTES

Este proyecto ha sido realizado en el INTA. Al ser una institución con muchos laboratorios internos que funcionan independientes el presupuesto se ha desglosado para cada parte del proyecto. En este proyecto han colaborado tres laboratorios distintos siendo estos:

- LINES: Inspección de rugosidad, tratamiento de datos y evaluación.
- Materiales compuestos: Fabricación de probetas
- Laboratorio de ensayos

El presupuesto se ha calculado de dos formas distintas para saber qué opciones tendría una empresa o un particular para realizar este proyecto. Las dos opciones son comprar los equipos y realizar el ensayo o encargar el estudio al INTA.

1.1.1 Fabricación de probetas:

Materia prima	250 €
Curado	1 200 €
Mecanizado	180 €
Mano de obra	200 €

1.1.2 Ensayos de carga

- Coste equipos

Máquina	85 000 €
Mordazas hidráulicas	9 500 €
Juego de cuñas mordazas	1 500 €
Grupo hidráulico	3 300 €
Mantenimiento anual	2 200 €

- Coste de contratación:

Coste fijo por probeta (primer día)	85 €
Coste fijo por probeta (día adicional)	40 €
Coste por hora de ensayo	15 €

1.1.3 Medición de rugosidad y análisis de datos:

- Coste de equipos:

Microscopio confocal	40 000 €
Paquetes informáticos	2 000 €

- Coste de contratación:

Horas de ingeniero superior (BOE)	80,58 €
--	----------------

Se han estimado que por la cantidad de medidas realizadas por el alumno, siendo cada medida de rugosidad aproximadamente una hora, unas 525 horas de trabajo.

1.1.4 Costes totales:

Por lo tanto teniendo en cuenta las horas que se han invertido en el proyecto y todos los equipos que se han utilizado realizamos una estimación del coste total del proyecto según cada una de las dos opciones:

- Coste total comprando Equipos:

Fabricación de probetas	1 830 €
Ensayos de carga	101 500 €
Medición de rugosidad	42 000 €
Total	145 330 €

- Coste de contratación de proyecto completo:

Fabricación de probetas	1 830 €
Ensayos de carga*	55 000 €
Medición de rugosidad**	38 700 €
Total	95 530 €

* El laboratorio de ensayos ha calculado según las condiciones del apartado anterior las horas y las probetas ensayadas y ha dado como resultado aproximadamente el dato mostrado.

** Se han realizado aproximadamente 480 mediciones con el microscopio, cuya duración es de una hora cada una. El análisis de datos y otras tareas se ha realizado durante las mediciones, por lo que no se añaden más horas al trabajo total, aunque una empresa tendría que contratar a un técnico para las mediciones y a un ingeniero para la evaluación de datos y programación de todas las funciones que se han necesitado.

